

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

遷音速動安定試験装置の開発

2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

遷音速動安定試験装置の開発

Development of Dynamic Stability Equipment for Transonic Wind Tunnel

三輪 等^{*1}、上野 真^{*2}

Hitoshi MIWA, Makoto UENO

*1: 財団法人航空宇宙技術振興財団

Foundation for Promotion of Japanese Aerospace Technology

*2: 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター

Advanced Aircraft Technology Center

Institute of Space Technology and Aeronautics

2004年3月

March 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

Abstract	1
1. まえがき	1
2. 記号	2
3. 計画	3
3. 1 動安定試験の技術課題	3
3. 2 加振装置と動的天秤に要求される設計荷重及び性能	3
4. 動安定微係数の測定法	5
5. 加振装置の構成と性能	6
5. 1 加振装置の性能試験	10
6. 動的天秤の製作	12
6. 1 動的天秤の歪み量、強度及び共振周波数（計算値）	14
7. 動的天秤の較正試験	14
8. 軽量模型の製作	16
8. 1 動的標準模型の製作	16
9. 制御装置	19
10. 計測装置	20
11. 動安定微係数測定原理	21
12. 動安定微係数同定法	22
13. データ収集方法	22
14. 風洞試験	24
14. 1 風洞試験手順	25
14. 2 データ処理法	25
15. 風洞試験結果	28
15. 1 風袋試験結果	28
15. 2 Pitch 風洞試験結果	30
15. 3 Roll 風洞試験結果	37
16. 風洞試験結果の比較	39
16. 1 Pitching 運動における比較	39
16. 2 Rolling 運動における比較	40
17. まとめ	43
18. 参考文献	43
APPENDIX	
A.1.1 動安定微係数の不確かさ解析	44
A.1.2 動的天秤の較正誤差	44
A.1.3 パラメータ推定誤差	46
A.1.4 誤差伝播	46
A.1.5 動安定微係数の 95%信頼区間	47

遷音速動安定試験装置の開発*

三輪 等^{*1}、上野 真^{*2}

Development of Dynamic Stability Equipment for Transonic Wind Tunnel*

Hitoshi MIWA^{*1}, Makoto UENO^{*2}

Abstract

To measure dynamic stability parameters of HOPE-X at the NAL 2m Transonic Wind Tunnel, we developed new type of forced oscillation pitch/yaw and roll apparatus. The cams applied in the drive apparatus are relatively short longitudinally so as to cope with high load and high drive frequency when used in the transonic region. We developed also new balances with beams of high stiffness for pitch/yaw and roll drive apparatus. Data acquisition system for accurate dynamic measurement and parameter identification software for dynamic stability properties are used to identify very small damping parameters. To validate new apparatus and identification procedure of damping parameters, a series of wind tunnel tests were carried out with a standard dynamics model(SDM). Test results at NAL 2m Transonic Wind Tunnel showed to closely agree with those by the standard dynamics model in other facilities.

1. ま え が き

HOPE-Xは帰還時のエネルギー調整フェーズにおいて、さまざまな飛行形態をとりながらかなり長時間にわたり遷音速飛行を行う。その間の機体の制御系の設計においては予め飛行時の安定微係数を求めておくことが必要である。これに対してHOPE-Xの機体形状から云えば、機体に働くダンピング空気力は小さく、大気圏を飛行する通常の航空機と同程度の動的安定性を期待することは出来ない。また一方遷音速領域においては、安定微係数を推定することは困難で、そのため、風洞試験によってこれらの値を求めることが重要である。

航技研(現JAXA)において、過去に遷超音速において動安定試験の研究を行った経緯があるが^{1), 2)} 現在これらの装置を利用できる状態にない。諸外国においては、低速から極超音速領域まで様々な動安定試験装置の開発が行われ風洞試験に供されている。これらの装置は、詳細に調査すると、遷音速においては強制加振法がもっとも多く用いられており、各国の風洞において独自の方法で長期間にわたって開発した装置が用いられていること

が分かった^{3), 4)}。

その後の精密加工技術、新しい型のセンサーの開発、計測装置の高精度化、計算機の高速化とデータ処理技術等の発達が著しく、これらの技術を利用した新しい遷音速動安定試験装置の開発を行うことを考え、この装置をHOPE-Xの動安定微係数を求めるために用いると同時に航技研遷音速風洞における動安定試験用の常用設備として備え加えることにした。

遷音速動安定試験装置は、強制加振法を用いた装置とし、必要な加振装置、動的天秤及び計測装置の開発・製作を行った。

新しく開発した動安定試験装置の検証を行なうために、動安定試験検定用の動的標準模型(Standard Dynamics Model, SDM)を用いた動安定風洞試験を実施した。諸外国における動安定風洞結果との比較を行った結果、ほぼ近い値を示し、開発した装置が十分な性能を持ち航技研遷音速風洞における動安定試験装置として有用であることが分かった。

* 平成16年1月30日 受付 (received 30 January, 2004)

*¹ (財)航空宇宙技術振興財団 (Foundation for Promotion of Japanese Aerospace Technology)

*² 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター

(Advanced Aircraft Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

2. 記号

a	音速	[m/s]
b	翼幅 (翼幅 $\times 1/2$ 、semispan)	[m]
\bar{c}	平均翼弦長 (Mean Aerodynamic Chord, MAC)	[m]
C_x	ダンピング空力係数 (ローリング)	[N·m·s]
C_y	ダンピング空力係数 (ピッチング)	[N·m·s]
C_z	ダンピング空力係数 (ヨーイング)	[N·m·s]
$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$	安定微係数 (ローリング)	[1/rad]
$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$	安定微係数 (ピッチング)	[1/rad]
$C_{nr} - C_{n\dot{\beta}} \cos \alpha$	安定微係数 (ヨーイング)	[1/rad]
f	加振周波数	[Hz]
F_y	横力	[N]
F_z	垂直力	[N]
l	データ処理基準点と天秤モーメントセンター間の距離	[m]
M_x	ローリングモーメント	[N·m]
M_y	ピッチングモーメント	[N·m]
M_z	ヨーイングモーメント	[N·m]
S	翼面積	[m ²]
x, y, z	35% MAC (平均翼弦長) を基準とした機体軸座標系	
α	迎角 (風洞気流方向に対して表す)	[deg]
β	偏揺れ角 (")	[deg]
θ	ピッチ角 (模型加振方向に対して表す)	[deg又はrad]
ϕ	ロール角 (")	[deg又はrad]
ψ	ヨー角 (")	[deg又はrad]
κ	Reduced frequency $\kappa = 2\pi f \bar{c} / V_\infty$ (ピッチング運動の場合) $\kappa = 2\pi f b / V_\infty$ (ローリング運動或いはヨーイング運動の場合)	
σ, η, λ	力、モーメントベクトルの位相角	[deg又はrad]
$\omega = 2\pi f$	加振角周波数	[rad/s]
添え字:		
t	風袋状態を表す	
p, q, r	ロール角速度、ピッチ角速度及びヨー角速度	
l, m, n	ローリングモーメント、ピッチングモーメント及びヨーイングモーメント	

3. 計 画

3.1 動安定試験の技術課題

強制加振法における遷音速動安定試験を行う際に解決すべき技術課題を表1に示す。

模型加振装置を製作する際に要求される技術課題として、加振機構はガタ及び摩擦は可能な限り少ないものに

し、模型を正弦波状に加振することが重要である。加振機構のガタは高調波成分を発生させ、摩擦は、負荷の大きさに応じて加振サイクルにおける回転ムラを起こし、後に述べる回転ベクトル法による動安定微係数を求める際に位相誤差を生じさせる。

表1 強制加振法における遷音速動安定試験の技術課題

開発項目	技術課題	対 策
I. 動安定駆動装置の開発	(1) 正確な正弦波で模型を駆動 (2) 高速駆動装置の開発 (3) 高精度・高負荷装置の開発 (4) 駆動装置の小型化 (5) 駆動装置の耐久性	(1) 立体カム (Pitch/Yaw)、共役カム (Roll) 装置の採用 (2) 高精度加工技術 (3) 高硬度表面処理
II. 動的天秤の開発	(1) 高剛性5分力天秤の開発 (2) 駆動装置との一体化 (3) S/N比の高い天秤出力信号 (4) 温度ドリフトの少ない天秤	(1) 高剛性ビーム配置天秤の製作 (2) 天秤内挿プリアンプの採用 (S/N比改善) (3) 温度ドリフト補償付き天秤 (4) エLEMENT間干渉補正 (5) モーメント加振点と天秤測定ELEMENT間の短縮天秤の製作
III. 計測方式の開発	(1) 微小動のモーメントの検出 (特にHOPE模型) (2) 動安定微係数の計測法・データ処理法の開発 (3) ノイズ対策と高精度動的測定法の開発	(1) 定常成分と変動成分とを分けて計測する計測法の採用 (2) 高速データ収集と大量データ処理による動安定微係数の同定 (3) デジタルフィルタ使用等のデジタル信号処理の採用 (4) 測定系のノイズ混入対策 (ケーブルのシールド強化。制御及び測定機器及びケーブル配置) (5) Pitch/Yaw、Roll角の検出に高速・高精度レーザ変位計の採用
IV. 軽量化模型の製作	(1) 軽量で慣性モーメントの小さい模型の製作 (2) 高速駆動に対し模型変形の少ない模型の製作	(1) 模型にCFRPを採用 (心金は高張力アルミを採用) (2) 有限要素法による模型の各部の応力値と変形量の計算及び強度試験の実施
V. 較正試験	(1) 静的・動的天秤の較正 (ダンピング空気力荷重負荷による較正試験)	(1) 天秤の剛性、共振周波数の確認 (計算) (2) 複合加重式天秤較正装置を用いた天秤較正 (3) ダミー模型を用いた駆動装置の性能試験
VI. 遷音速動安定試験の検証	(1) 動安定微係数測定結果の精度評価	(1) Standard Dynamics Model (動安定試験用標準模型) を用いた風洞試験を行い、諸外国における試験結果との比較

強制加振法による動安定試験においては、模型に1自由度の正弦波運動を与えるため、スティング、加振装置及び天秤に剛性を持たせることが重要になる。

模型加振周波数は、reduced frequencyを実機に合わせて試験する必要がある。模型加振周波数は、気流速度に比例して (模型のサイズに反比例して) 加振周波数を高くして試験する。また、遷音速においては、加振周波数に依存する現象が現れるので⁵⁾、加振周波数によるパラメータ依存性を知るために高い周波数まで加振して試験が行えるようにした。

動的天秤を開発する際に要求される技術課題については、次のような課題があった。

遷音速においては動圧が高くなる。一方では、HOPE-Xに必要な高迎角(20度)まで試験出来るようにするためには、高い剛性を持った天秤を開発する必要があった。

天秤に作用する静的空気力や模型の慣性力に比べ、動安定微係数を測定するためのダンピング空気力の大きさ

は極めて小さい。動的天秤には、高剛性の他に分解能と精度の高い性能が要求された。

動的天秤は、一体化構造にして、天秤のモーメントセンタ軸と模型加振軸を出来るだけ近づけるように設計する。これら軸間の距離が大きくなることによって生じる不必要な天秤モーメントの増加を抑える必要がある。

模型加振装置の大きさは、小型化して模型胴体内に単に収納出来る大きさにするばかりでなく、加振軸周りに胴体内の余裕空間を持たせ、加振した時に模型と接触しない大きさにしなければならないことは言うまでもない。

3.2 加振装置と動的天秤に要求される設計荷重及び性能

表2に天秤に作用する静的空気力、ダンピング空気力、模型の慣性力及び慣性モーメントの比を示す。これらの値は、動安定試験において、天秤、計測装置及びデータ処理における精度を考える際の指標値として与えることとした。

表2 天秤容量に対する空気力、模型慣性力及び慣性モーメントの比

	Fx(N)	Fy(N)	Fz(N)	Mx(N・m)	My(N・m)	Mz(N・m)
(a)静荷重	506	368	3311	12	330	21
(b)ダンピング空気力				0.22	3.8	2.3
(c)空気力合計(a)+(b)	506	368	3311	12.22	333.8	23.3
(d)慣性力		376	376	111	133	133
(e)空気力+慣性力(c)+(d)	506	744	3687	123.2	466.8	156.3
(f)天秤容量(Pitch/Yaw)		2000	8000	200	600	300
(g)天秤容量(Roll)		2000	8000	300	500	200
(h)空気力合計/天秤容量		19.3%	41.4%	4.1%	55.6%	7.8%
(i)慣性力/天秤容量		18.8%	4.7%	37%	22.2%	44.3%
(j)ダンピング空気力/天秤容量				0.073%	0.633%	0.767%
(k)(h)+(i)+(j)/天秤容量		38.0%	46.3%	41.17%	78.43%	52.87%

ダンピング空気力の大きさは、スペースシャトルオービターの動安定試験結果から⁶⁾ から、次の値を与えた。

$$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha = -0.32/\text{rad}$$
$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = -2.5/\text{rad}$$
$$C_{nr} - C_{n\dot{\beta}} \cos \alpha = -1.1/\text{rad}$$

表3は模型加振装置の設計強度と天秤容量を与えるために、天秤に作用する静的空気力と模型慣性力の最大値を推算したものである。

ここで用いた静的空気力の最大値は、HOPE-Xの風試データから空力係数の最大値を用い計算して求めたもの

である。また、模型の慣性モーメントの最大値は、表4に示すようにHOPE-Xの慣性モーメント及び重量から推算した模型の慣性モーメント及び重量から、模型を加振装置の最高加振周波数で加振した場合の値から求めた。

表3 天秤容量の推算値

天秤に作用する空気力及び慣性モーメント

荷重の種類	係数の最大値	静荷重 N,N・m	静荷重 ×1.5 N,N・m	加振周波数 Hz	慣性力 N,N・m	最大荷重 N,N・m	天秤容量 P/Y天秤 N,N・m	天秤容量 Roll天秤 N,N・m
Fx	0.11	506	759			759		
Fy	0.08	368	552	15	376	928	2000	2000
Fz	0.72	11	4967	15	376	5343	8000	8000
Mx	0.0042	8	12	30	111	123	200	300
My	0.21	330	495	15	133	832	600	500
Mz	0.011	21	32	15	133	164	300	200

計算条件：

最大総圧 80kPa

最大マッハ数 1.4

模型慣性モーメント $I_{xx} = 0.18\text{kg}\cdot\text{m}^2$
 $I_{yy} = 0.80\text{kg}\cdot\text{m}^2$ $I_{zz} = 0.92\text{kg}\cdot\text{m}^2$

模型重量 20kg

天秤モーメントセンター位置 模型加振軸より0.1mとして計算

表4 模型の重量及び慣性モーメントの推定値

	実機HOPE-X の重量及び慣性モーメント	4.5%模型の 重量及び慣性モーメント
W 重量[kg]	8500	20
I _{xx} [kg・m ²]	37000	0.178
I _{yy} [kg・m ²]	165000	0.792
I _{zz} [kg・m ²]	190000	0.912

模型の加振振幅は、遷音速においては、出来るだけ加振振幅を小さくして加振振幅による運動の非線形性を避けるようにしなければならない。しかし、模型に作用するダンピング空気力の大きさは $\theta\omega$ に比例することから、加振振幅 θ を小さくすると同じダンピング空気力の大きさを測定するためには、加振周波数を上げなければならない。

様々な模型及び模型姿勢に対する空力特性の線形範囲及び非線形性を予測し加振振幅の大きさを見積もっておくことは困難である。HOPE-Xの空力特性データ、スペースシャトルオービターの空力特性データ⁶⁾と諸外国の遷音速動安定試験において用いられている装置の加振振幅を参考にして、ここでは、表5の加振装置の性能表に示すように、遷音速用として（マッハ数0.6～1.4）、 ± 1 deg、亜音速用（マッハ数0.6以下）用として、 ± 3 degの加振振幅を選んだ。

加振装置の加振周波数については、reduced frequencyを飛行時の短周期モード周波数の範囲をカバー出来るように決める。加振周波数が低い場合は、測定すべきダンピング空気力による天秤出力が小さくなるため加振周波数はある程度高くなければならない。また、遷音速領域においては、加振振幅に対する運動の非線形性のみばかりでなく、非定常効果があり動安定微係数の周波数依存性が知られている⁵⁾。この影響を見るため加振周波数を高い周波数まで上げて加振出来るようにしなければならないことは前に述べた。

表5 加振装置性能

装置の種類	加振振幅	最高加振周波数
Pitch/Yaw加振装置	± 1 deg	15.0Hz
	± 3 deg	8.7Hz
Roll加振装置	± 1 deg	30.0Hz
	± 3 deg	17.3Hz

4. 動安定微係数の測定法

風洞試験測定データから模形に作用する力、モーメントベクトルを測定し各空力微係数の値を求める方法は次の通りである。

風袋時のダンピング空気力はゼロではないと考えられるので、予め風洞をスタートさせる前の無風状態で風袋測定を行い、ダンピング空気力の正味の値は、通風試験において測定した空気力から風袋測定時に測定した空気

力を引いて求める。

(1) ローリング運動における動安定微係数

ローリング加振におけるダンピング空力係数は

$$C_X = -\frac{|M_X| \cos \sigma}{\omega \phi} \quad (1)$$

から求める。ここで $| \cdot |$ はベクトルの大きさを表す。ローリング動安定微係数は、次式のように通風時に求めたダンピング空気力から風袋時のダンピング空気力を引いて求める。

$$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha = -\frac{2V_\infty}{q_\infty S b^2} (C_{X(wind\ on)} - C_{X(wind\ off)}) \quad (2)$$

(2) ピッチング運動における動安定微係数

処理基準点周りのモーメントは、天秤周りのモーメントベクトル M_Y に F_Z によるモーメントベクトルを加えたものであるから

$$C_Y = \frac{|M_Y| \sin \eta_{M_Y} + l |F_Z| \sin \eta_{F_Z}}{\omega \theta} \quad (3)$$

ここで、 η_{M_Y} 及び η_{F_Z} は、それぞれベクトル M_Y 及び F_Z の位相角である。ピッチング動安定微係数は

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = -\frac{2V_\infty}{q_\infty S c} (C_{Y(wind\ on)} - C_{Y(wind\ off)}) \quad (4)$$

より求める。

(3) ヨーイング運動における動安定微係数

同様に、処理基準点周りのダンピング空力係数は、

$$C_Z = -\frac{|M_Z| \sin \lambda_{M_Z} + l |F_Y| \sin \lambda_{F_Y}}{\omega \psi} \quad (5)$$

から求める。ここで、 λ_{M_Z} 及び λ_{F_Y} は、それぞれベクトル M_Z 及び F_Y の位相角である。ヨーイング動安定微係数は、次式より求める。

$$C_{nr} - C_{n\dot{\beta}} \cos \alpha = -\frac{2V_\infty}{q_\infty S b^2} (C_{Z(wind\ on)} - C_{Z(wind\ off)}) \quad (6)$$

表6に航技研2m遷音速風洞において求める動安定微係数を表にして示す。この表には、模型の主要軸周りの動安定微係数の他にcross derivativeを求めることも目標とするために、これらの微係数についても記載する。

表 6 航技研 2 m 遷音速風洞において求める動安定微係数

Apparatus	Primary Oscillation	Damping Derivatives	Cross Derivatives
Pitch/Yaw	Pitching Oscillation	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$	
Pitch/Yaw	Yawing Oscillation	$C_{nr} - C_{n\beta} \cos \alpha$	$C_{lr} - C_{l\beta} \cos \alpha$
Roll	Rolling Oscillation	$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$	$C_{np} + C_{n\dot{\beta}} \sin \alpha$

5. 加振装置の構成と性能

Pitch/Yaw加振装置及びRoll加振装置の大きさは、4.5%HOPE模型の胴体内に収納する大きさとし、構成図を図 1 および図 2 に示す。Pitch/Yaw加振装置は、模型を

90度回転させて取り付けることによって、模型にピッチング運動とヨーイング運動を与えることが出来るように設計されている。

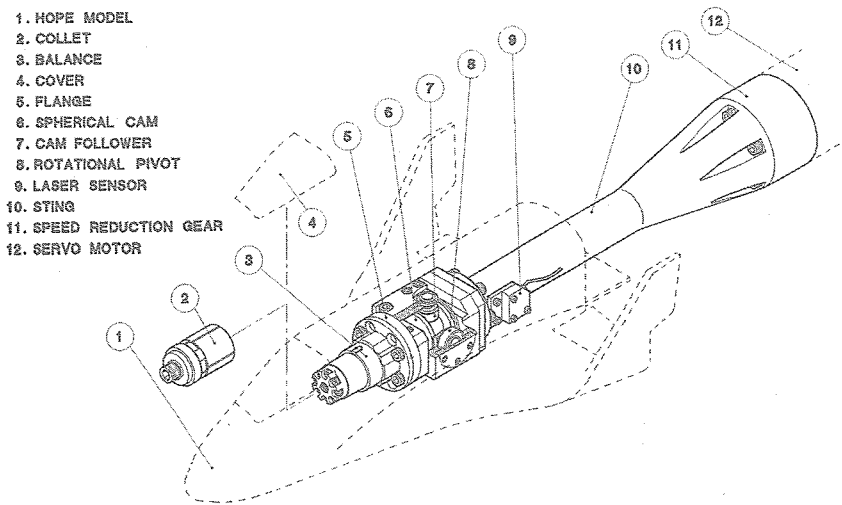


図 1 Pitch/Yaw加振装置構成図

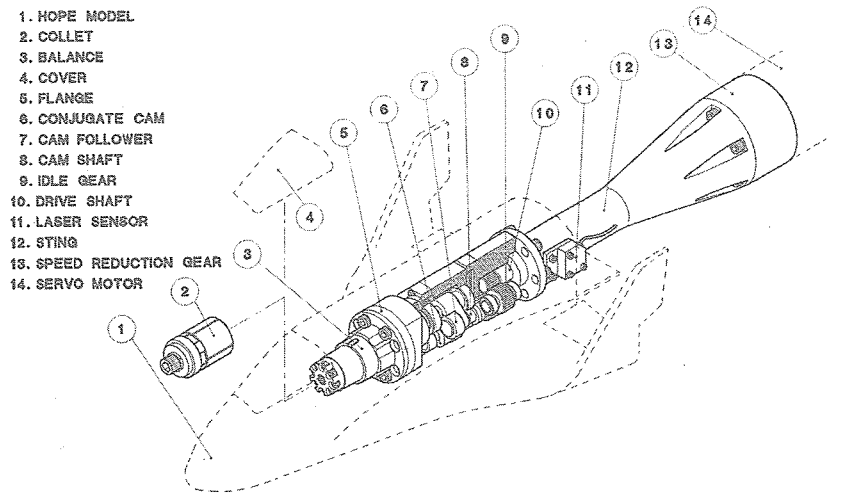


図 2 Roll加振装置構成図

Pitch/Yaw加振装置及びRoll加振装置に用いたカム装置の動作原理の特徴は次の通りである。

(1) Pitch/Yaw加振装置において模型を強制加振する方法は、球面カム（原動節）の一部の表面上にカム溝を切り、溝に沿ってカムフォロア（従動節）が動き、リンク機構によって模型をピッチング運動或いはヨーイング運動を与える原理を用いた。図3のPitch/Yawカム機構及び動作原理図参照。

この原理を用いたカム装置の特徴は

- ・カムフォロアは、カム溝に拘束されガタの少ない加振装置を製作することが出来る。
- ・荷重分担する2つのカムフォロアを相対して用いるこ

と、また摩擦を少なくするためカムフォロアのローラとローラ軸の間にベアリングを用いることにより、高負荷に耐える小型のカム装置の製作可能である。

・模型加振リンク機構を短くすることによって、模型加振軸と天秤のモーメントセンタとの間の距離を短くすることが出来る。

(2) Roll加振装置において模型を強制加振する原理は、駆動軸上に並んだ2枚のカム（原動節）の外形輪郭を同軸に取りつけた2つカムフォロアを挟み込むように配置させ、カムフォロアの軸には直接模型加振軸がつながり模型にローリング運動を与えるようにしたものである。

図4のRollカム機構及び動作原理図参照。

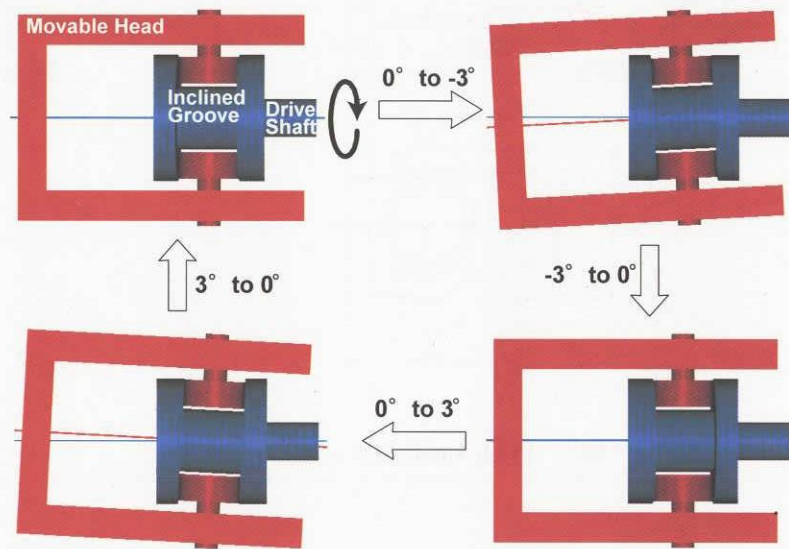


図3 Pitch/Yawカム（球面カム）機構及び動作原理図

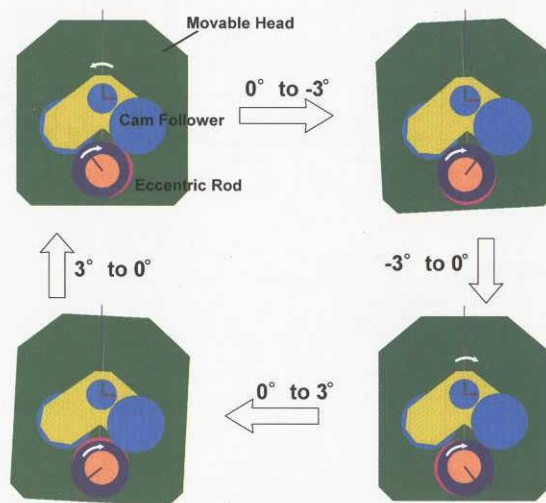
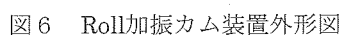
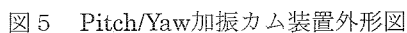


図4 Rollカム（共役カム）機構及び動作原理図

- ・同軸上に多段のカムを配置することによって、大きな力を伝達出来る。

図 5 にPitch/Yaw加振カム装置、図 6 にRoll加振カム装置の外形図をそれぞれ示す。



これらのカム装置は、風洞試験の際に、1回の遷音速風洞の実験時間毎（ほぼ2時間）に一回の割合で給脂をする必要がある。そのためのこれらの装置には必要な場所

への給脂が出来るような位置に給脂孔がある。

図7はPitch/Yaw加振装置の全体図を表す。

図8はRoll加振装置の全体図を表す。

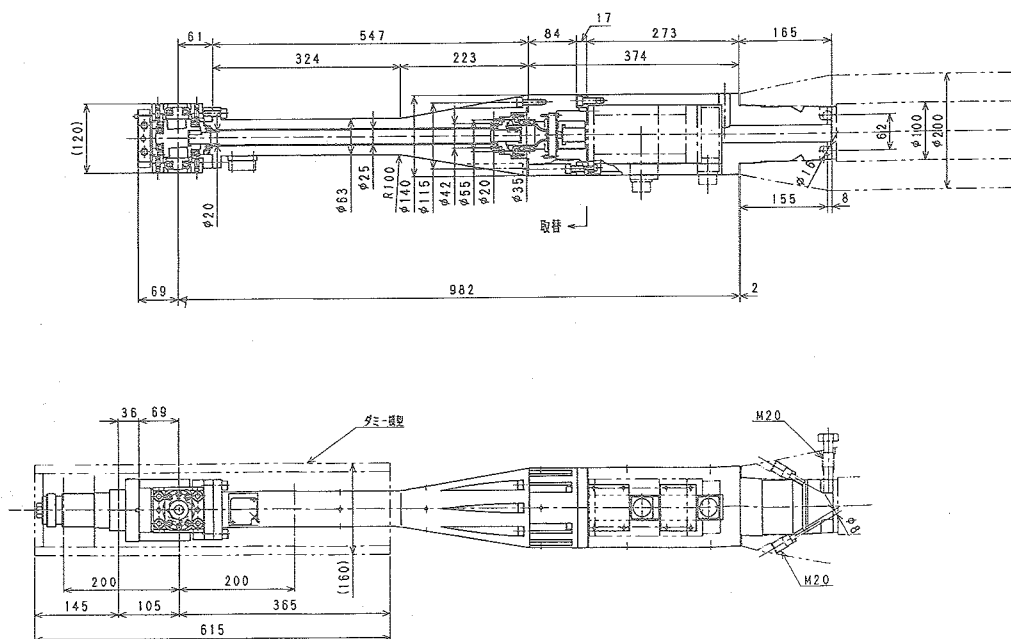


図7 Pitch/Yaw加振装置全体図

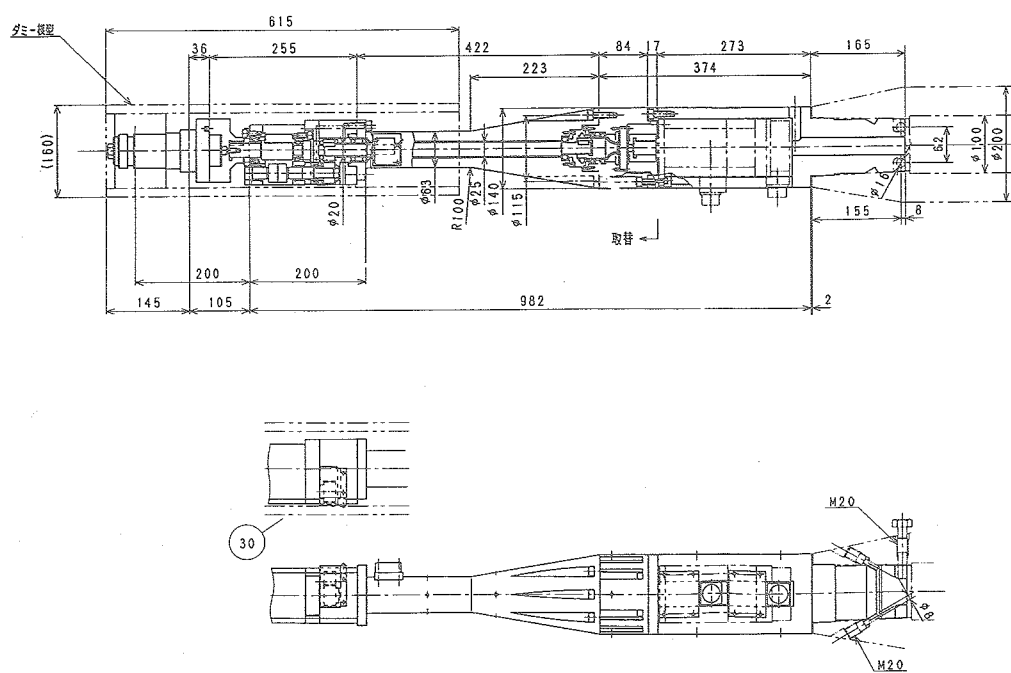


図8 Roll加振装置全体図

表 7 サーボモータによる加振装置の制御方式

モータ形式	定格	制御方式	
		インバータ制御方式	加振周波数制御
ACサーボモータ	1.5kW	3.3kHz PWM方式	エンコーダ (8192パルス/回転) によるオールデジタルサーボ制御

表 8 模型角度測定用レーザ変位計の規格

測定距離範囲	測定中心距離	応答速度	分解能	直線性	温度特性
±10mm	40mm	0.15msec	80×10 ⁻⁶ mm	1%FS	センサ部 0.03%/℃ アンプ部 0.03%/℃

Pitch/Yaw加振装置およびRoll加振装置の加振源には、ACサーボモータを採用した。
採用したACサーボモータおよび制御装置の規格は表 7 に示す通りである。

模型加振時において、ピッチ角、ロール角及びヨー角を動的に測定するために、レーザ変位計を用いることとした。このことによって、無接触状態であるため模型の運動に対し何らの力を及ぼすことなく測定出来る。このレーザ変位計のセンサー部はスティングに取りつけて用いる (図 1 及び図 2 のレーザ変位センサー取り付け状況参照)。角度は、レーザーセンサーと模型側に設けたレーザー反射面との距離の測定から求める。模型側にはレーザー光を垂直に反射してセンサー側に戻すよう、レーザーセンサー発光面と平行になっている反射面がある。レーザ変位計には高速・高精度で測定できるものを採用し、レーザ変位計の較正は、高精度角度計 (Clinotoronic Plus±10°、測定誤差0.017deg) を模型の水平面に載せ固定し模型の基準角度 (ゼロ点位置) 測定値と、模型を0.1Hzで加振した時に高精度角度計の最大値と最小値からの読みと、その時に測定したレーザ変位計出力の値の比から較正係数を求める方法で行った。模型の実加振振幅は、レーザ変位計測定値を較正係数にて補正し求めた。このようなレーザ変位計を用いた動的な角度測定する方法を採用することによって高速度・高精度に角度測定することを可能にした。

ここで用いたレーザ変位計の規格を表 8 に示す。

5.1 加振装置の性能試験

[ダミー模型による加振装置の性能試験結果]

慣性モーメントの分かった単純形状のダミー模型 (図 9 参照) を作製し、加振装置及び動的天秤に慣性負荷を与えて加振周波数装置の性能試験を行った⁷⁾。写真 1 に

遷音速風洞測定部にダミー模型を取り付けて試験している状況を示す。加振周波数は、±1degの振幅でPitch/Yaw加振装置については15Hzまで、Roll加振装置については30Hzまで、それぞれの加振装置の最大加振周波数までの範囲で変化させ行なった。図10(a)～図10(d)にPitch/Yaw加振装置の性能試験結果を、図11(a)～図11(d)にRoll加振装置の性能試験結果をそれぞれ示す。

図10(a)は加振周波数対加振軸周りのピッチングモーメント M_y をグラフに表したもので、この図の横軸を加振周波数の2乗で表したものが図10(b)である。この図の直線は回帰直線を表したもので、この回帰直線と測定値の誤差の標準偏差は $\sigma_{M_y} = 0.0896 [N \cdot m]$ になる。この回帰直線の傾きがダミー模型の加振軸周り慣性モーメントを表し、その値は $I_{yy} = 0.8380 [kg \cdot m^2]$ になる。この値は、 $I_{yy}(\text{計算値}) = 0.8073 [kg \cdot m^2]$ と異なるが、この差はダミー模型の寸法誤差、取り付け誤差、材質の比重誤差等によるものである。同様に図11(a)、(b)はローリングモーメント M_x の値を縦軸に加振周波数及び加振周波数の2乗を横軸の表したものである。同様に回帰直線との誤差の標準偏差は $\sigma_{M_x} = 0.0524 [N \cdot m]$ になる、これらの標準偏差はいずれの場合も小さい。これは、加振装置のガタが高い加振周波数に至るまで少ないことを示す。Roll加振装置によるダミー模型のx軸周りの慣性モーメント I_{xx} の測定結果は、 $I_{xx} = 0.1713 [kg \cdot m^2]$ になった。 $I_{xx}(\text{計算値}) = 0.1691 [kg \cdot m^2]$ である。

図10(c)、図11(c)は M_y 、 M_x の位相角 θ_{M_y} 、 ϕ_{M_x} とレーザ変位計測定 of ピッチ角及びロール角 θ_{ref} 、 ϕ_{ref} の位相差を加振周波数に対して表したものである。慣性負荷の場合は、ベクトル M_y 、 M_x の同相ベクトルに対して、ピッチ角及びロール角ベクトルと180degの位相角をもつが、ピッチ加振の場合は、-0.8～-1.5deg、ロール加振の場合は-1.3～4.3degの(90deg)異相成分が見られる。

これらの角度の \cos 成分がダンピング空気力となる。この成分は一般に Still air damping 呼ばれるもの、及び動安定試験の計測系にある特有の定誤差によって発生する擬似的なものとする。この擬似的なダンピング空気力は、そのため通風前に風袋値としてこの成分を測定し、通風時の測定データ求めたダンピング空気力からこのダンピング力を差し引いて補正する。

図10(d)及び図11(d)は、レーザ変位計測定によるピッチ角 θ_0 及びロール角 ϕ_0 が加振周波数によって増え、変化し

ていることを示す。この変化は、天秤ビーム、ダミー模型取り付け部分などに変形が生じ、慣性負荷と加振力の位相差が180degあるために、加振周波数の増加に対してピッチ角及びロール角が増加する様子を示す。従って、風洞試験においては、加振周波数に応じてピッチ角等の角度の増加があると考えられるのでダンピング空力を算出する際にレーザ変位計測定値によるピッチ角等の実測値で補正する必要が生じる。

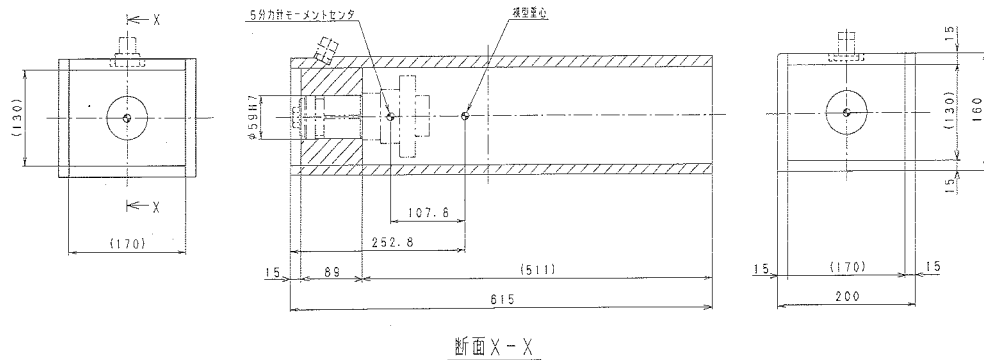


図9 ダミー模型寸法図

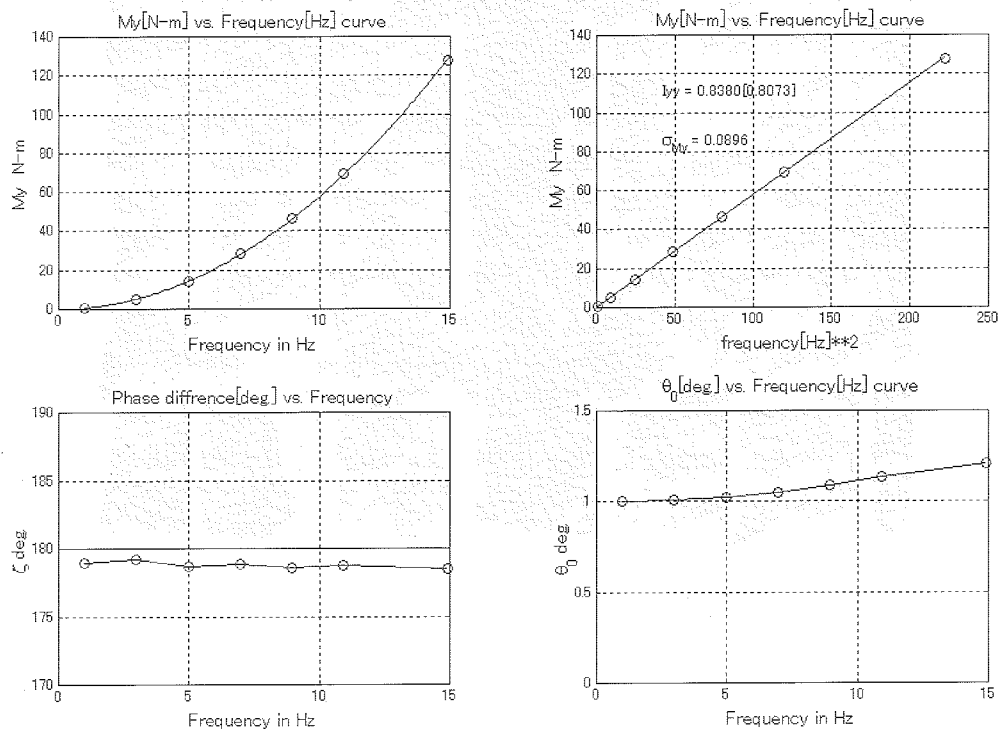


図10(a)～図10(d) ダミー模型によるPitch/Yaw加振装置の性能試験結果

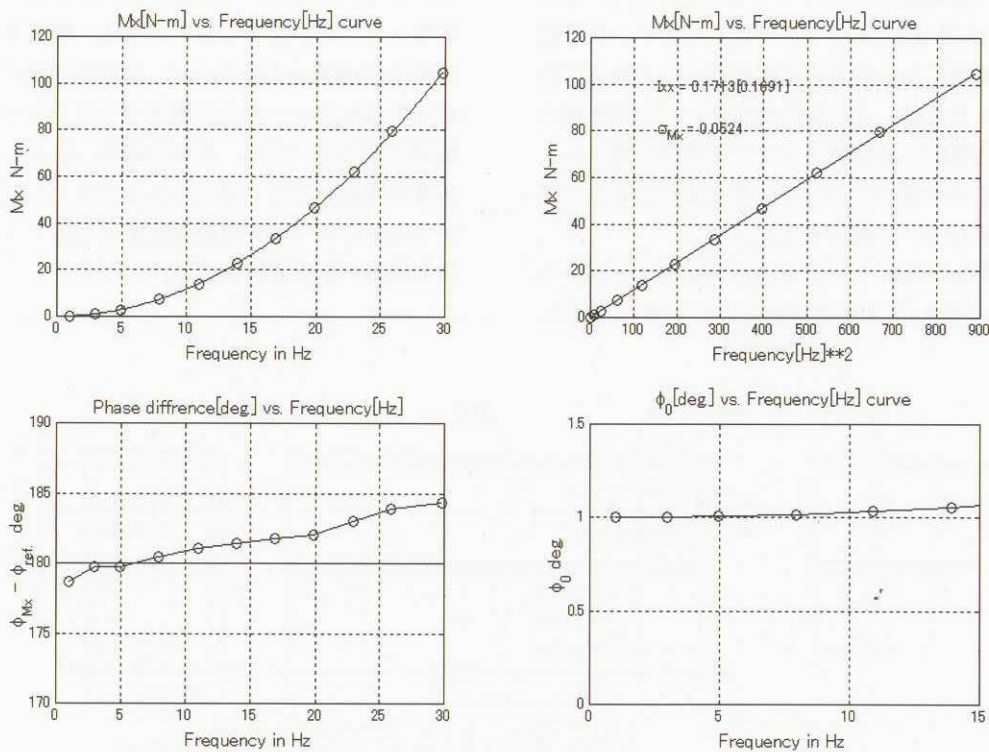


図11(a)～図11(d) ダミー模型によるRoll加振装置の性能試験結果

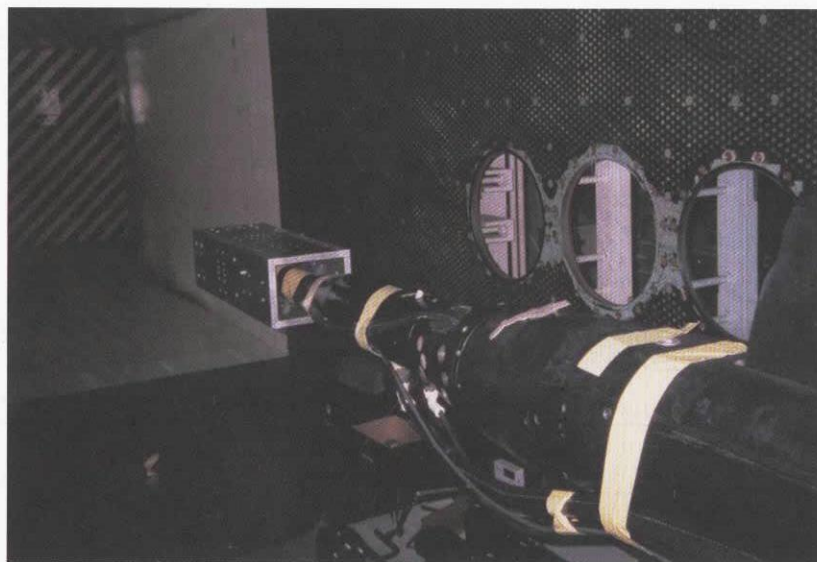


写真1 ダミー模型による加振装置の性能試験写真

6. 動的天秤の製作

動的天秤は、今回の遷音速動安定試験に用いる天秤として、新しく設計製作した。動的天秤の技術課題とその対策は表1に示すとおりである。動的天秤と加振装置は一体化して製作することが望ましい。しかし、小型の高負荷加振装置の性能と高精度の天秤を一体化して製作す

ることは未経験なので、加振装置と動的天秤の別々に製作した。その代わり各々の装置の性能、精度の向上を図ることが出来た。

図12に動的天秤の外形寸法図、図13に動的天秤ビーム構成図を示す。

動的天秤は、 F_x 成分を持たない5分力天秤を製作した。

6.1 動的天秤の歪み量、強度及び共振周波数（計算値）

定格負荷におけるビームの撓み量、模型の設計重量及び設計慣性モーメントの場合の共振周波数について計算

した値を表9に示す。共振周波数は、加振周波数の5倍以上あることを設計条件として与えた。共振周波数はこの設計条件を満足する。

表9 動的天秤の共振周波数計算表

Pitch/Yaw天秤								
	撓み変位量	曲げ撓み量	バネ定数	ゲージ歪み量	負荷となる重量又は慣性モーメント	共振周波数	最高加振周波数	共振周波数／最高加振数
Fy	0.0065mm		$3.38 \times 10^5 \text{N/mm}$	268 $\mu \text{ strain}$	20kg	625Hz	15Hz	41.7
Fz	0.0046mm		$1.74 \times 10^6 \text{N/mm}$	298	20kg	1484	15	98.9
Mx		$4.26 \times 10^{-4} \text{rad}$	$4.75 \times 10^5 \text{N}\cdot\text{m/rad}$	510	$0.18 \text{kg}\cdot\text{m}^2$	259	30	8.6
My		$2.27 \times 10^{-4} \text{rad}$	$2.64 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{m/rad}$	299	$0.80 \text{kg}\cdot\text{m}^2$	289	15	19.3
Mz		$2.01 \times 10^{-4} \text{rad}$	$1.49 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{m/rad}$	270	$0.92 \text{kg}\cdot\text{m}^2$	203	15	13.5

Roll天秤								
	撓み変位量	曲げ撓み量	バネ定数	ゲージ歪み量	負荷となる重量又は慣性モーメント	共振周波数	最高加振周波数	共振周波数／最高加振数
Fy	0.0070mm		$1.86 \times 10^5 \text{N/mm}$	311 $\mu \text{ strain}$	20kg	602Hz	15Hz	37.6
Fz	0.0049		$1.63 \times 10^6 \text{N/mm}$	312	20kg	1437	15	95.8
Mx		0.00073rad	$4.10 \times 10^5 \text{N}\cdot\text{m/rad}$	685	$0.18 \text{kg}\cdot\text{m}^2$	240	30	8.0
My		$1.94 \times 10^{-4} \text{rad}$	$2.58 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{m/rad}$	257	$80 \text{kg}\cdot\text{m}^2$	286	15	19.1
Mz		$1.71 \times 10^{-4} \text{rad}$	$1.17 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{m/rad}$	210	$0.92 \text{kg}\cdot\text{m}^2$	172	15	11.5

7. 動的天秤の較正試験

動的天秤の較正試験は遷音速風洞に常設設備としてある複合荷重式自動天秤較正装置⁸⁾を用いて行った⁹⁾。較正試験は天秤に較正荷重として複合荷重を与え動的天秤の干渉項を含む較正係数の測定を行った。較正係数は一次形式で表す場合と二次形式で表す場合とがあるがここでは一次式形式を用いて測定することとした。これは、今回製作した動的天秤は、Fx成分のない5分力天秤であることと、剛性の高い天秤であるために天秤特性の直線性が良い結果となっているためである。表10に今回測定した動的天秤の較正係数と表11に天秤各エレメントにおける偶然誤差（精密度、 $t_{95}\sigma$ ）を表す。この誤差の大き

さは結果として求める動安定微係数の測定誤差へ伝播し、求めた動安定微係数の不確かさを増す。（求める動安定微係数の誤差解析において、微小な空気力を求めるために用いる動的天秤の較正方法として従来の静的な風洞試験に用いる較正方法とは異なる方法を考える必要があるが、これは将来の課題として残る）。

今回は、静的試験に用いる天秤の較正装置を用いて動的天秤の較正を行ったが、動的天秤の較正装置として、ピッチ角等の角速度に比例してモーメント荷重負荷を天秤に与えて較正が出来るDamping calibratorを用いて較正することが望ましい。

表10 動的天秤の較正係数の表
動的天秤較正係数 C_{ij} 及び B_i の値の表

Pitch/Yaw動的天秤

$i \backslash j$	1	2	3	4	5	B_i
1	-777.198	4.81647	-1.38791	3.5294	3.88641	-113.215
2	19.3067	3525.17	9.00028	-98.3625	1.47878	90.7039
3	0.200735	-1.66826	33.4711	-0.235616	0.170313	-0.910866
4	0.0174182	1.81398	-0.371667	-160.371	0.246598	4.38482
5	0.511850	-2.46651	0.233329	0.629147	85.9120	-4.39831

Roll動的天秤

$i \backslash j$	1	2	3	4	5	B_i
1	-13003.09	18.8031	1.36675	0.21877	0.413506	35.2355
2	7.42726	2838.86	-11.5734	-75.7544	1.16504	-1303.09
3	0.650836	0.451469	34.2363	-0.0803619	0.334884	2.10617
4	-0.0904409	-1.73994	-0.307188	-153.653	0.799548	-5.85281
5	-0.338080	-3.24067	-0.243520	1.70728	66.8990	11.6887

注) 励起電圧=1Volt換算値

[天秤較正式]

$$\begin{bmatrix} F_Y \\ F_Z \\ M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ B_3 \\ B_4 \\ B_5 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{XV} \\ F_{YV} \\ M_{XV} \\ M_{YV} \\ M_{ZV} \end{bmatrix}$$

表11 較正測定誤差

Pitch/Yaw Balance (LMC-5522-63/Z800/A)							Roll Balance (LMC-5522-63/Z800/B)					
ファイル名		σ -Fy (2000N)	σ -Fz (8000N)	σ -Mx (200N-m)	σ -My (600N-m)	σ -Mz (300N-m)	ファイル名	σ -Fy (2000N)	σ -Fz (8000N)	σ -Mx (300N-m)	σ -My (500N-m)	σ -Mz (200N-m)
PYH110419	1次形式	0.44% 0.50177	1.18% 0.44336	0.27% 0.26998	0.46% 0.46174	0.61% 0.62727	RH10524	0.45% 0.37921	1.13% 1.2081	1.36% 1.5531	1.19% 0.73981	0.87% 0.99027
	2次形式	0.38	0.38	0.40	0.41	0.44		0.32	0.94	0.85	0.66	0.73
PYH110517	1次形式	0.38 0.4568	0.13 0.12959	0.28 0.28433	0.34 0.24009	0.59 0.55849	RH110531	0.38 0.31818	0.54 0.57647	0.98 1.0127	0.50 0.50462	0.72 0.72731
	2次形式	0.36	0.10	0.39	0.23	0.43		0.26	0.22	0.38	0.40	0.56

- ・複合荷重式自動天秤較正装置による動的天秤較正時の処理データ。
- ・平成11年4月～5月実施。
- ・一次形式の下段の数値は、今回の再計算によるもの。

8. 軽量模型の製作

動安定試験用模型は、天秤に作用する慣性モーメントを小さくして相対的に小さな空気力測定精度を上げるため、また、模型加振装置の負荷を軽減するために重量及び慣性モーメントの小さな模型を製作する必要があった。

8.1 動的標準模型 (Standard Dynamics Model, SDM) の製作

2 m遷音速風洞において動安定求めた動安定微係数の値の検証を行うために、諸外国の多くの風洞において用いられ、試験データの公表されている動的標準模型を製作した⁹⁾。

図14に航技研 2 m遷音速風洞にて試験した動的標準模型の三面図を示す。

模型はCFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) を用い製作した。加振装置取り付け部の芯金部は高強度アルミ材を用いた。また主翼、水平尾翼、垂直尾翼の前縁、及びフィン(Ventral Fin)等は鋭角を持ちCFRPでは強度的に弱いのでこれらの部分にも高強度アルミ材を用いて補強した。

この模型の前胴部は、模型を天秤と取り付け取り外しを出来るようにするためにネジ止めて取り付け外しが出来るようになっている。また、模型を取り外すこと無しに加振装置に給脂できるようにするために、加振装置の給脂孔の位置に相当する模型胴体位置に蓋が設けてある。

模型胴体内には加振装置が収納できる大きさだけでなく、かつ模型を加振したときに模型と加振装置が接触しないように模型胴体において空間を確保した。また、模型内には、スティングに取り付けたレーザ変位計と模型内壁との距離を測ってピッチ角、ロール角及びヨー角を測るため、3箇所のレーザ光反射面を設けてある。

強度的に応力の集中しやすい部分については、FEM解析を行い安全性の確認を行った。

写真 2 に FEM 解析結果として内部応力と変形量を色分けして示す。

このグラフィックでは、与えた荷重条件として加振による慣性負荷と空気力の最大値を与えて解析を行い、結果として応力テンソル量を一つのスカラー量で表す Von Misess 値を色分けして示されており、応力が集中して Von Misess 値の大きい主翼の取り付け部は赤色で示されるが、その大きさ(最大値109Mpa)は材料の応力強度(464Mpa)に比べ十分に小さい。

製作した模型の重量及び主要軸周りの慣性モーメントの大きさを表12に示す。

表12には、併せて諸外国の他風洞において製作した動的標準模型の大きさと、風洞測定部のブロックageを表す。また、参考のため公表されている模型の慣性モーメントの大きさを同じスケールの模型の慣性モーメントに換算して表す。

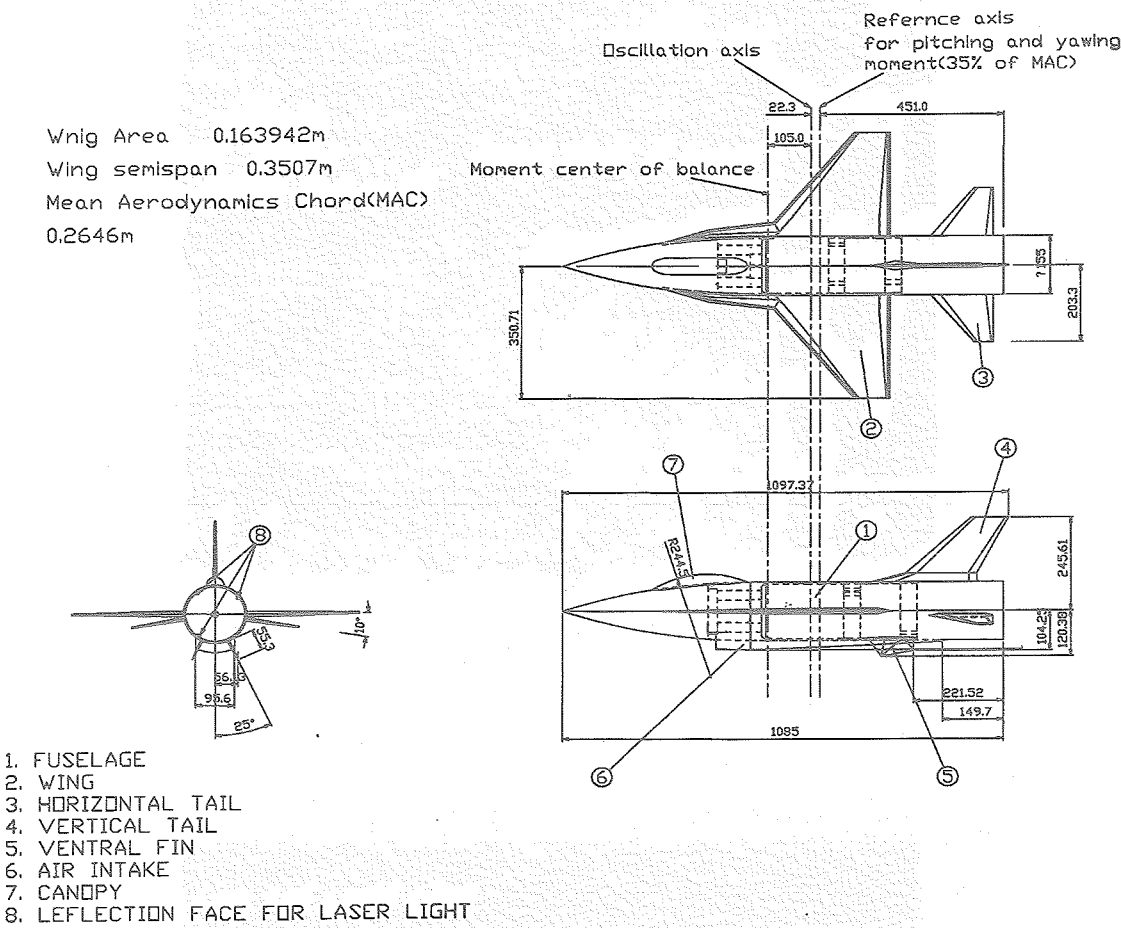


図14 動的標準模型(Standard Dynamics Model)三面図。

表12 航技研 2 m遷音速風洞の動的標準模型(Standard Dynamics Model, SDM)と他風洞使用模型との模型諸元比較

試験機関 模型諸元等	NAL	NASA Ames	DFVLR	AEDC	FFA	NAE
模型全長(mm)	1085 (1.0)	353.6 (0.326)	533.4 (0.492)	777.9 (0.717)	449.6 (0.414)	353.6 (0.326)
測定部断面積 W(m)×H(m)	2.0× 2.0 (1.0)	1.829× 1.829(6ft) (0.836)	1.0×1.0 (0.25)	1.219× 1.219(4ft) (0.371)	0.9×0.9 (0.203)	0.4×0.75 (0.075)
Model Blockage(%)	0.770 (1.0)	0.0978 (0.13)	0.745 (0.97)	1.066 (1.38)	0.653 (0.85)	1.091 (1.42)
模型重量(kg)	9.395 (1.0)	0.587 (1.38)	1.53 (1.13)			
Ixx(kg·m ²)	0.13 (1.0)	0.00074 (1.55)	0.009 (2.41)			
Iyy(kg·m ²)	0.58 (1.0)	0.0040 (1.88)	0.020 (1.20)			
Izz(kg·m ²)	0.65 (1.0)	0.0044 (1.84)	0.028 (1.50)			

比較の方法：
重量は寸法比の3乗則、慣性モーメントは寸法比の5乗則による。

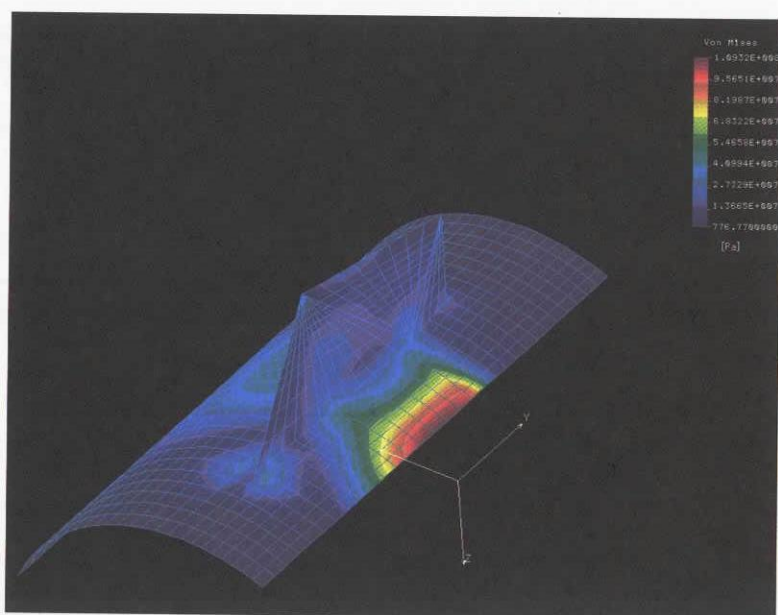


写真 2(a) 動的標準模型のFEM解析 (主応力、Von Misess値)

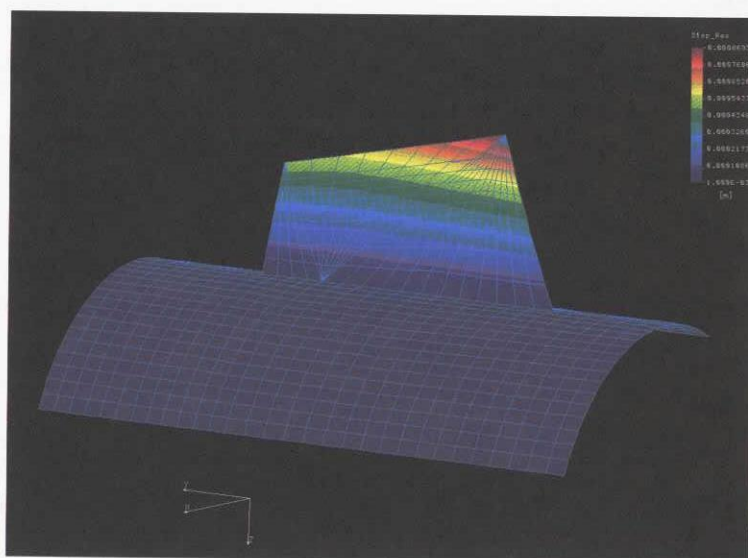


写真 2(b) 動的模型のFEM解析 (変位量)

【動的標準模型と加振装置の取り付け位置関係】

模型の加振軸と天秤のモーメントセンターとの距離は図14に示すように105mmである。模型のモーメント基準点(空力係数処理基準点)は、35%MAC (Mean Aerodynamic Chord) とし、模型加振軸の後方22.3mmの位置にある。

9. 制 御 装 置

加振装置の制御、表示及び監視機能をもつ制御装置は、制御装置本体と機側盤（ドライブパワーユニット）から成る。制御装置本体は、操作表面に設定と表示機能をもつタッチパネルがあり、内部にFA(Factory Automation) 計算機を設置されており、次ぎの機能をもつ。

- (イ) 加振周波数の設定と実加振周波数の表示
- (ロ) レーザ変位計による位置検出と変位量の表示
- (ハ) 中立点復帰指令
- (ニ) 模型加振振幅の選択

(ホ) 加振装置の加振開始及び停止

(ヘ) 加振装置の異常警報表示とサーボモータ緊急停止

(ト) レーザ変位計信号、サーボモータ回転数パルス信号などの外部インタフェース機能

機側盤内にあるドライブパワーユニットは、サーボモータを制御装置からの回転数指令信号で常に一定回転数で制御する機能をもつ。サーボモータの仕様は表7参照のこと。

なお、加振装置は、大きな空気が作用したときに模型を中立位置に留めるための、機械的にロックする装置を持たない。静的な空気を測定する場合には、模型を0.1Hz～0.2Hzで加振して行なうこととし、模型の慣性モーメント及びダンピング空気の殆ど作用しないこの加振周波数範囲内で試験データを取得することとした。

制御装置本体の外形図を図15に、タッチパネルの表示を図16にそれぞれ示す。

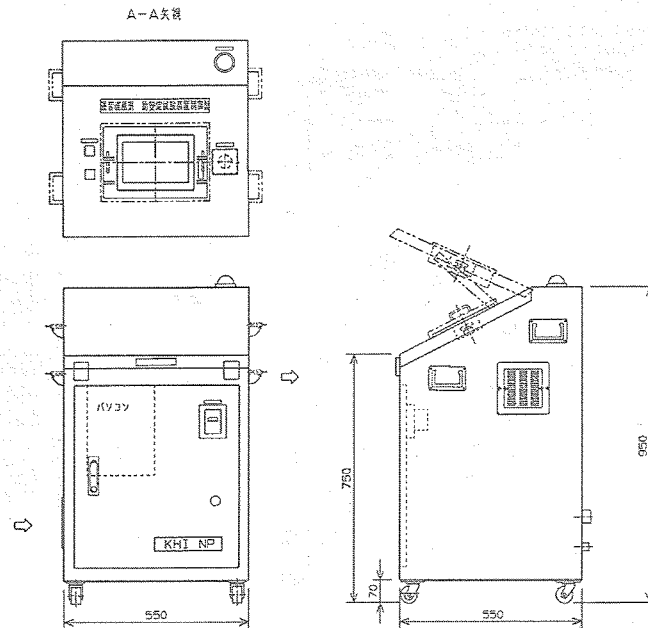


図15 制御装置概観図

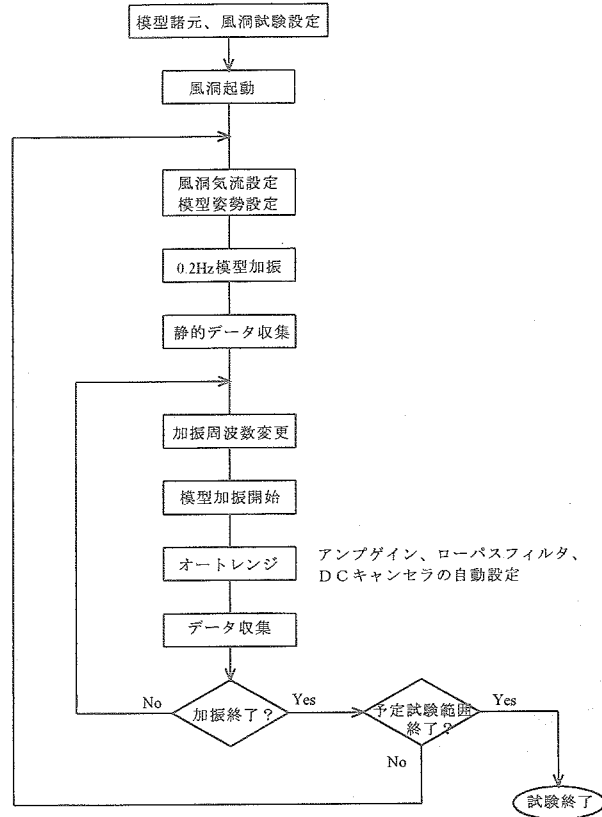


図18 データ収集ソフトウェアブロック図

11. 動安定微係数測定原理³⁾

強制加振法において動安定微係数を求めるための測定は、次の回転ベクトルの原理を用いた方法により行なう。

動安定微係数を測定する測定原理は下記の通りである。カム回転中心軸周りの運動方程式は、(7)～(9)式で表すことが出来る。 I_X, I_Y, I_Z は、カム回転中心を原点とする

- ・ カム中心軸周りの運動方程式

$$I_X \ddot{\phi} + (C_{Xa} + C_{Xl}) \dot{\phi} + (K_{Xa} + K_{Xl}) \phi = M_X \quad (7)$$

$$I_Y \ddot{\theta} + (C_{Ya} + C_{Yl}) \dot{\theta} + (K_{Ya} + K_{Yl}) \theta = M_Y \quad (8)$$

$$I_Z \ddot{\psi} + (C_{Za} + C_{Zl}) \dot{\psi} + (K_{Za} + K_{Zl}) \psi = M_Z \quad (9)$$

- ・ モーメント加振

$$M_X = M_x \cdot e^{j\omega t}, M_Y = M_y \cdot e^{j\omega t}, M_Z = M_z \cdot e^{j\omega t} \quad (10)$$

- ・ 定常解

$$\phi = \phi_0 e^{j(\omega t - \sigma)}, \theta = \theta_0 e^{j(\omega t - \varsigma)}, \psi = \psi_0 e^{j(\omega t - \lambda)} \quad (11)$$

模型座標の x, y 及び z 軸周りの慣性モーメント、 ϕ, θ 及び ψ は模型のロール角、ピッチ角及びヨー角である。 $C_{Xa} + C_{Xi}$ 、 $C_{Ya} + C_{Yi}$ 及び $C_{Za} + C_{Zi}$ は、wind-onの時のダンピング空気力係数をそれぞれ表す。

$K_{Xa} + K_{Xi}$ 、 $K_{Ya} + K_{Yi}$ 及び $K_{Za} + K_{Zi}$ は、空気力剛性(aerodynamic stiffness)である。

ここで添え字 a 及び i は求める空気力係数及び風袋時の空気力係数をそれぞれ表し、真のダンピング空気力及び空気力剛性は、wind-on時の測定値から風袋時の値を引いて求める。

風袋試験は、試験計測系のダンピング空気力成分相当の誤差を測定し、風洞試験結果からその成分を差し引くことによって実際のダンピング空気力を測定するもので、模型セット状態を通風時と同じ状態を維持して測定するために風洞スタート直前に実施する。still airによる影響を除くためには、風洞内を真空にしておいて風袋試験を行う場合もあるが、動圧の高くなる遷音速領域では、その影響は小さいと見積もられるので³⁾ここでは風洞スタート前の大気圧状態で行くこととした。

M_X, M_Y, M_Z は加振項である。模型を角周波数 ω の正弦波で加振すると、これらの加振項は(10)式で表される。このとき、(7)～(9)式の定常解は(11)式で示すことが出来る。(11)式の中の $\sigma, \varsigma, \lambda$ は、加振項を基準とした位相遅れを表す。

ここで模型のピッチング運動を例に説明すると、カム回転軸中心周りの運動方程式は式(8)で示される。ピッチ角及びピッチングモーメントは、(10)及び(11)式から加振角周波数 ω で回転する回転ベクトルで表すことが出来る。

模型のピッチ角の回転ベクトルを基準とした動座標系を考えると、ピッチングモーメントは図19に示すように、大きさ M_Y 位相角 ς のベクトルで表すことが出来る。ダンピング空気力は、このベクトルのsin成分から求めることが出来る。ちなみに、空気力剛性(aerodynamic stiffness)は、ピッチングモーメント M_Y のcos成分から模型の慣性モーメントを引いた値で求めることが出来るが、空気力剛性は別に測定するとし、一般的には模型の慣性力を併せたモーメントを無次元化して表示する。

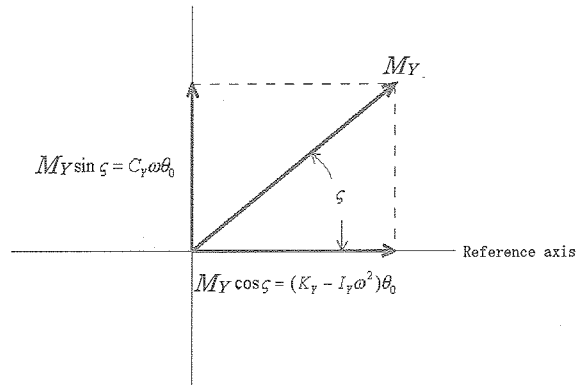


図19 ベクトル法の説明図

12. 動安定微係数同定法

動安定微係数を同定する方法は、古くは電磁式回転リゾルバを用いた機械的方法、正弦波関数の直交性を利用しこれとローパスフィルタを用いた相關法、コヒーレンス法¹⁰⁾等を挙げることが出来るが、ここでは次の様な数値フィルタを用いた手法でデータ処理を行うこととした。処理手順：

- (1) 生データのフィルタ処理を行う。
- (2) 最小2乗法により、次式の正弦波回帰曲線のあてはめを行う。

$$y = a_0 \sin(\omega t + \varphi) + d_0$$

- (3) 模型のピッチング運動ベクトルを基準座標系とした天秤出力の力、あるいはモーメントのベクトルの大きさと位相角からダンピング空気力を求める(図19ベクトル法の説明図参照)

13. データ収集方法

図20に2m遷音速風洞における動安定試験計測制御システム図を表す。

天秤で検出した5分力の信号は、図21に示す信号変換器回路を経由してシグナルコンディショナに入る。

この天秤出力信号は、遷音速風洞測定部から計測室まで約80mの長さのケーブルを介してシグナルコンディショナに接続する必要があるため、天秤内装プリアンプの出力回路に定電流出力回路をもたせて低インピーダンス伝送を行うことによって長い信号ケーブルのインピーダンス変化の影響を無くし、またケーブル途中で信号に重畳される電磁ノイズを小さくするようにした。

アースは、信号線がループを作り、そのため電磁結合による信号線へのノイズ混入を避けるためにこの信号変換器のところで一点アースを取る。

信号変換器は、歪ゲージ印加電圧と動的天秤に内蔵してあるアンプの電源電圧を常に一定に保つ電圧補償電源

を持ち、この内蔵アンプからの $0 \sim \pm 5\text{mA}$ の定電流出力信号を $0 \sim \pm 0.5\text{V}$ の電圧信号に変換する機能を持つ装置

である。ちなみに、7章で述べた動的天秤の較正はこの信号変換器を含めて較正してある。

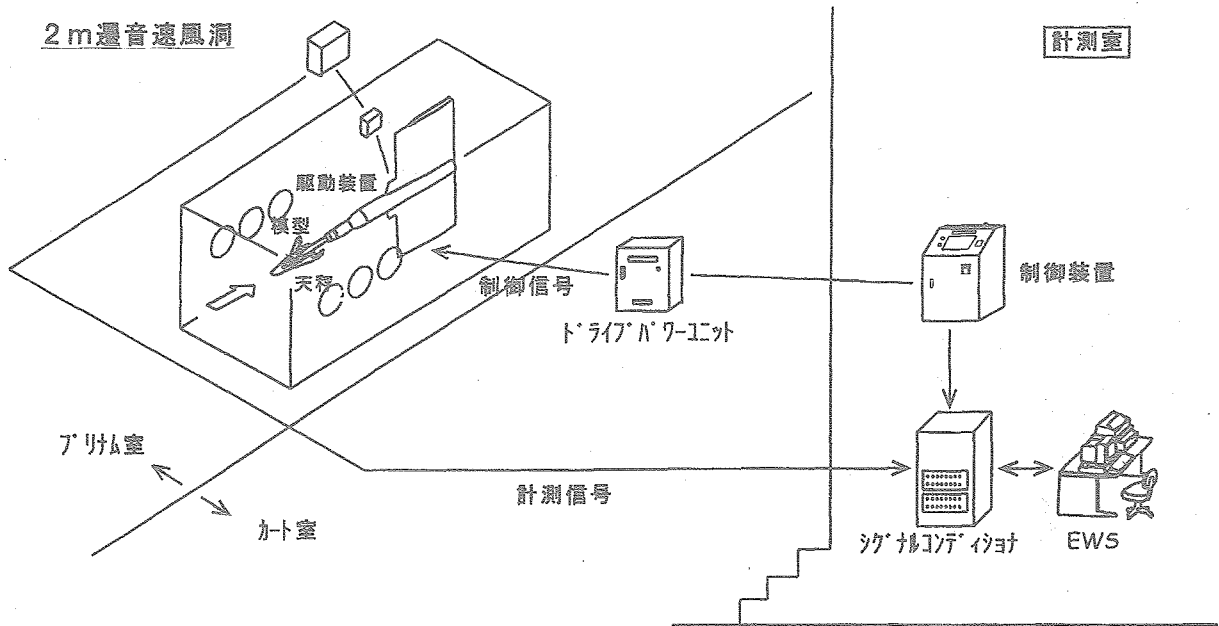


図20 航技研 2m遷音速風洞における動安定試験計測制御システム図

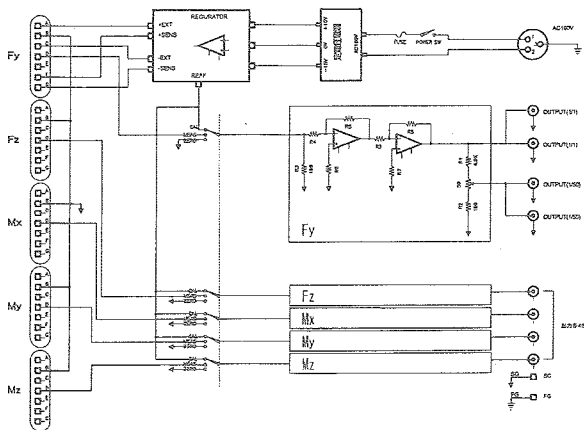


図21 信号変換器回路図

計測装置の設計上の特徴は次の通りである。

- (1) 天秤からの力及びモーメント信号を変動成分 (AC成分) と直流成分 (DC成分) に分け別々にデータ収集出来るようにした。こうすることによって、大きな

バイアス直流成分に対して相対的に小さな変動成分 (特に F_z) を精度良く計測可能になる。

- (2) ローパスフィルタのチャンネル間の位相差の影響を避けるため、フィルタ間の位相特性を合わせ、かつcut off周波数を出来るだけ高い周波数に設定してデータ収集を行えるようにした。
- (3) データ収集精度の向上と風洞試験の効率化を図るため専用のデータ収集測定ソフトウェアを開発した。このソフトウェアは、入力信号レベルの大きさに応じてアンプゲイン及びDCキャンセラ電圧のバイアス電圧を設定できる機能と、模型加振周波数に連動させてローパスフィルタの cut off 周波数、A/D変換サンプリング周波数、データ収集量を変えることの出来る機能を持つ。

14. 風 洞 試 験

表13に実施した風洞試験範囲を、写真 3 に風洞に模型の
取り付け状況の写真を示す。

表13 風洞試験範囲

Roll(±1deg.) Oscillation

Mach	α deg.	Re. million ^{*)}
0.60	0, 5, 10, 15, 20	2.30
0.70	0	2.52
0.80	0	2.68
0.88	0, 5, 10	2.80
1.05	0, 2.5, 5	2.95
1.10	0	2.99
1.20	0	2.98

Roll(±1deg.) Oscillation

Mach	α deg	Re. million ^{*)}
0.40	0, 5	1.69
0.50	0, 5	2.00
0.60	0, 5, 10, 15, 20	2.30
0.70	0, 5	2.52
0.88	0, 5, 10	2.80
0.95	0, 5	2.89
1.05	0, 2.5, 5	2.95
1.10	0, 2.5	2.99
1.20	0	2.98

Yaw(±1deg.) Oscillation

Mach	α deg	Re. million ^{*)}
0.60	0	2.30
0.88	0	2.80
1.05	0	2.99

*) 基準長はMAC (0.2646m)
Machは外国風洞との比較対象するマッハ数を表す。



写真3 動的標準模型の測定部セットアップ写真

14.1 風洞試験手順

模型取り付け後の風試手順は次の通りである。

- (1) 模型角度測定（ゼロ点及び加振振幅測定）
- (2) ゼロ点測定（信号ゼロ点測定）
- (3) 風袋測定
- (4) 通風試験
 - ・静的試験 0.2Hz加振で測定実施。
 - ・動安定試験 reduced frequency を諸外国の風試データ合わせて試験。
 データ収集は次の条件で行った。
- (1) Anti-aliasing filterとして用いるローパスフィルタのcut off周波数： 加振周波数 $\times 250$ [Hz]

チャンネル間の位相差を避けるために直線位相型ローパスフィルタのcut off周波数を模型加振周波数の250倍に設定した。このことによって加振周波数におけるチャンネル間の位相差は、cut off 周波数におけるチャンネル間の位相差は最大5.5度であるから、

$$5.5 \div 250 = 0.022 \text{度}$$

以内になる。
- (2) データサンプリング周波数： 加振周波数 $\times 1000$ [Hz]
- (3) データ収集時間： 加振周期 $\times 512$ [sec]

(ただし、最大180sec)

14.2 データ処理法

動安定微係数は、レーザ変位計による模型のピッチ角、ロール角或いはヨー角の回転ベクトルを動座標系の基準ベクトルとしたときに、天秤測定出力の力及びモーメントのベクトルの大きさと位相角より求める。

データ処理はソフトウェアによる。これは次の方法で行なう。

- (1) レーザ変位計及び天秤出力信号生データの持つ周波数成分から、直線位相を持つFIR(Finite Impulse Response)ローパスフィルタを用いて、模型加振周波数以上の周波数成分を除去する。

ここで用いたFIRローパスフィルタの特性を図22(a)に、フィルタのリップル特性を図22(b)にそれぞれ示す。このフィルタ遮断バンド(stop band)の遮断特性は $-80\text{dB}(1/10000)$ あり、通過帯域(pass band)におけるリップル値は $1/5000(0.02\%)$ 以下になるように設計した。
- (2) 離散値データの間引きをし、リサンプリングを行う。
- (3) (1) 及び (2) の手順を繰り返し行い、最終的に、データの数を20点/1周期にする。
- (4) 5周期分、100点のデータの切り出しを行い、このデータ区間に付いて、最小2乗法による正弦波関数を回帰曲線とする曲線の当てはめを行う。図23(a), (b), (c), (d)に曲線の当てはめの様子を示す。次に力及びモーメントベクトルの大きさと模型角度との位

相差を求める。

(5) 曲線の当てはめを全データ区間（区間数100）について行い、力及びモーメントベクトルの平均値を求める。図23(a),(b),(c),(d)の下部に示すグラフに求めたベクトルの大きさ及び位相角のバラツキと平均値の収束の状況を示す。

(6) 動安定微係数は次の方法で求める。

- ・フィルタ処理後のデータについて、天秤較正係数（1次干渉係数を含む）を用い物理量に変換する。
- ・天秤座標系から機体座標系の処理基準点位置に座標変換する。
- ・模型の基準長（MAC及びsemispan）、翼面積、模型加振周波数、レーザ変位計計測による模型角度及び気流の動圧を用いて測定データを無次元化する。

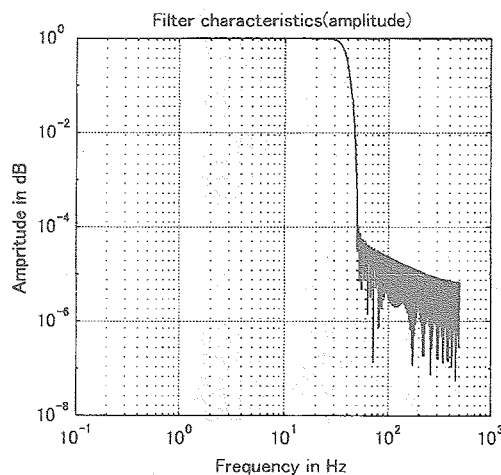


図22(a) FIRローパスフィルタの減衰特性

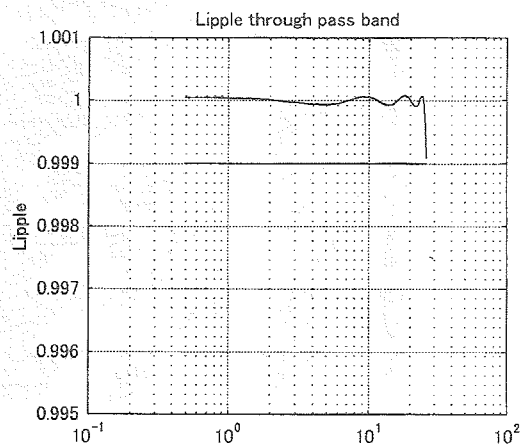


図22(b) フィルタの通過帯域におけるリップル特性

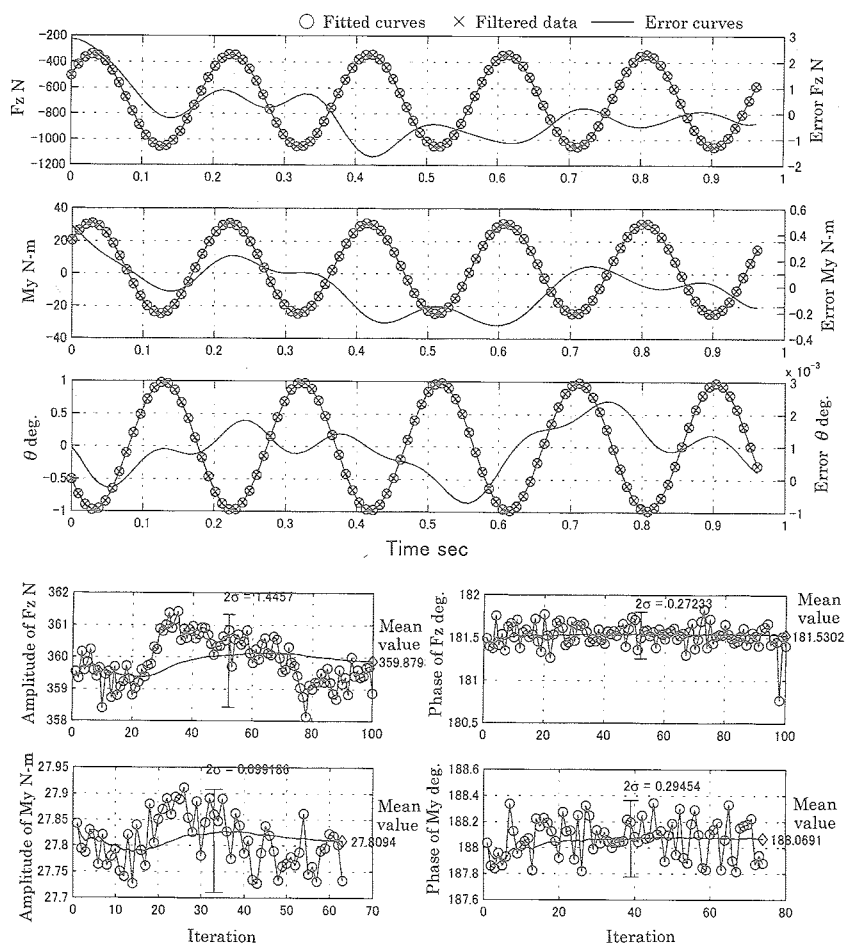


図23(a) 最小2乗法による曲線の当てはめ、Pitch 1deg($M=0.88$, $\alpha=0\text{deg}$, $\kappa=0.030$)

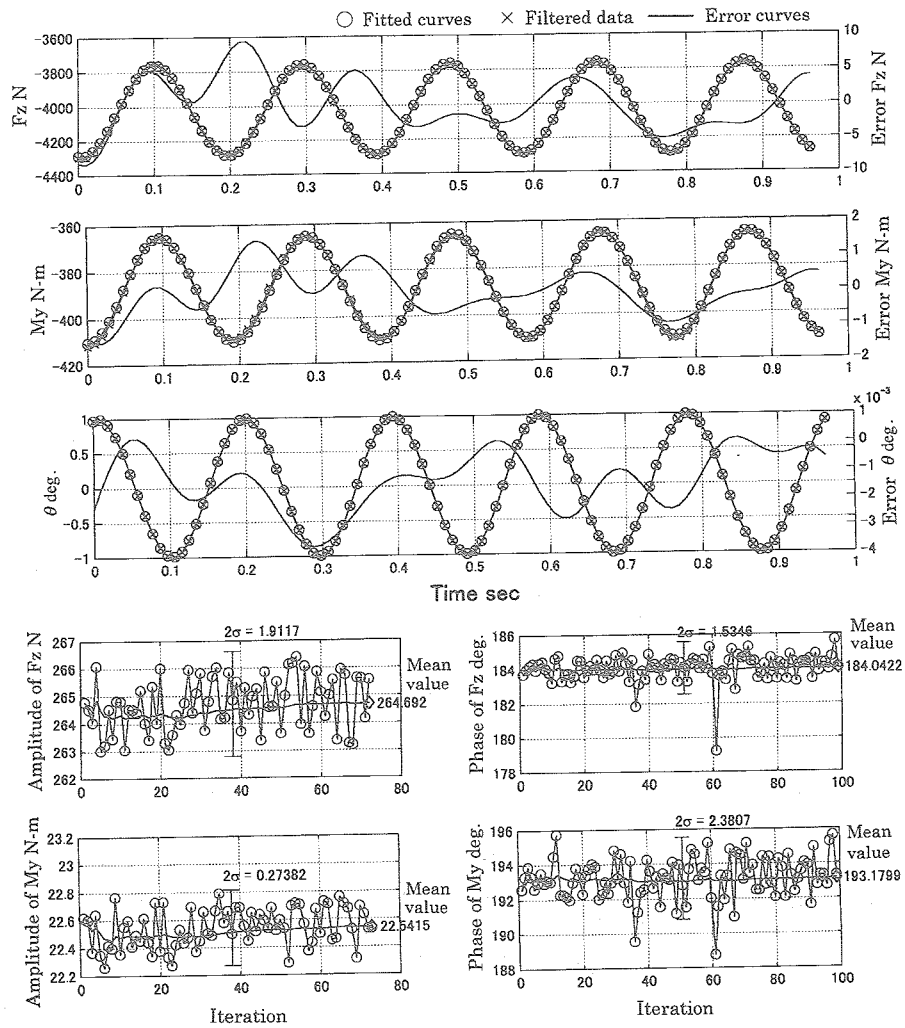


図23(b) 最小2乗法による曲線当てはめ、Pitch 1deg. ($M = 0.88, \alpha = 10\text{deg}, \kappa = 0.030$)

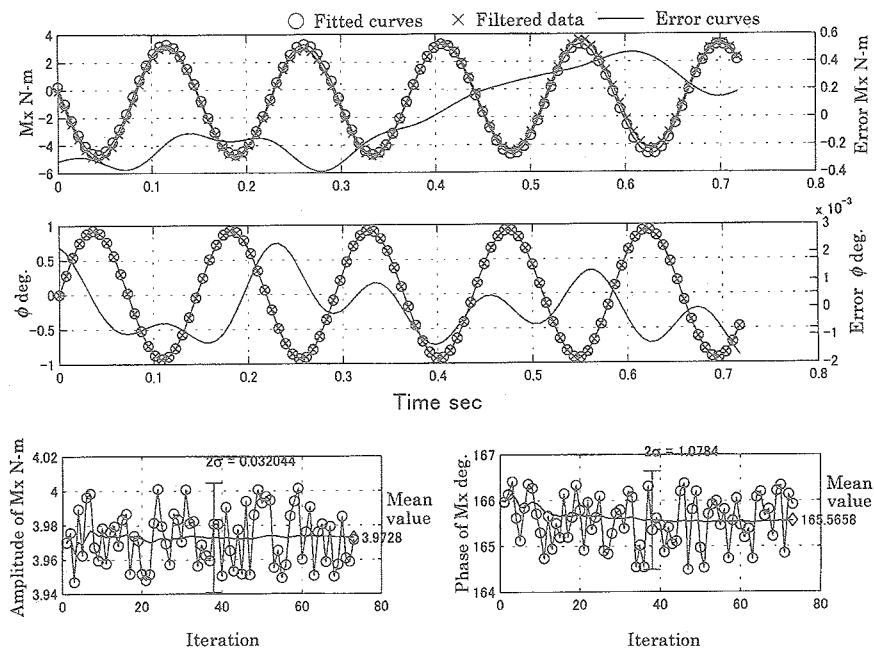


図23(c) 最小2乗法による曲線当てはめ、Roll 1deg. ($M = 0.88, \alpha = 0\text{deg}, \kappa = 0.045$)

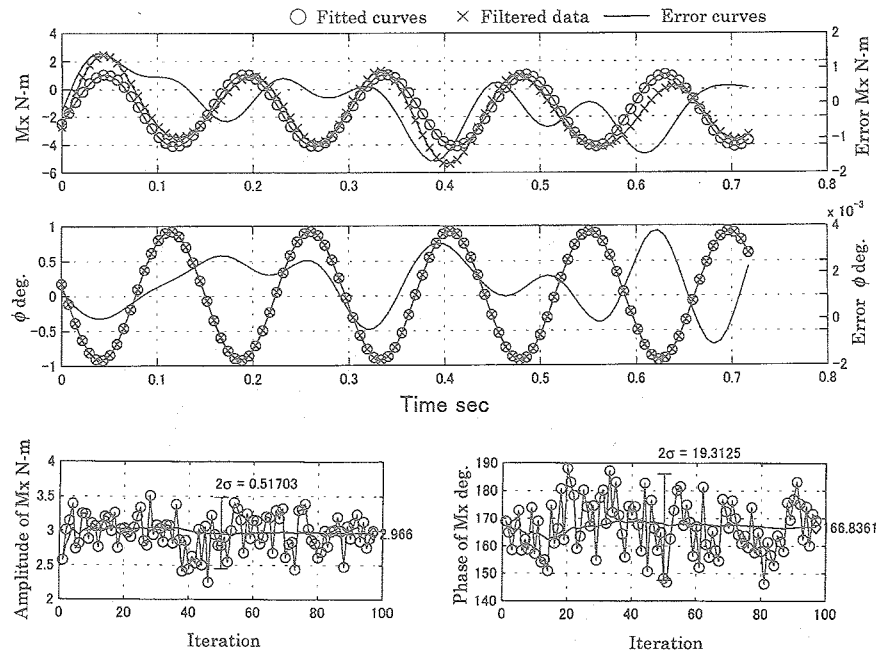


図23(d) 最小2乗法による曲線当てはめ、Roll 1deg($M = 0.88$, $\alpha = 10\text{deg}$, $\kappa = 0.045$)

15. 風洞試験結果^{11), 12)}

15.1 風袋試験結果

図24及び図25に風袋試験結果を図示する。図24はピッチング動安定試験の場合の試験結果、図25はローリング動安定試験の場合の試験結果をそれぞれ示す。

[ピッチ風袋試験]

図24(a)～図24(f)に動的標準模型をピッチ運動させたときのピッチングモーメント M_Y 及び垂直力 F_Z によるモーメント $F_Z \times L$ (L は天秤モーメントセンターと処理基準点との間の距離) [N·m]とダンピングモーメント [N·m·s]の加振周波数に対する変化の様子を示す。図24(a)は、ベクトル M_Y の極座標における軌跡を表すPolar curve、図24(b)は、 M_Y によるダンピング空力係数を表す。図24(c)は、垂直力 F_Z による処理基準点周りのモーメントを表す。図24(d)はモーメント $F_Z \times L$ によ

るダンピング空力係数を表す。図24(e)は M_Y と $F_Z \times L$ を合成したモーメントを表し、図24(f)は、図24(e)から最終的に求める風袋時におけるダンピングモーメントである。このダンピングモーメントは、5頁に記載する(4)式における $C_{Y(wind\ off)}$ に相当する。風洞試験データを補正するときにはデータ補間する必要があるので、ここでは風袋時のダンピングモーメントデータの多項式近似(2次式近似)を行い、この多項式近似を用いて風洞試験データを補正する。

[ロール風袋試験]

図25(a)～図25(d)はロール運動時における風袋試験結果である。ロール運動の場合には、ローリングモーメント M_X の測定値を用いて風袋時のダンピング空力係数を求める。

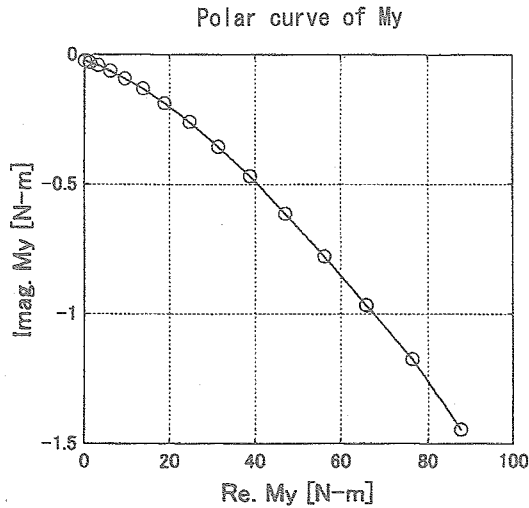


図24(a)

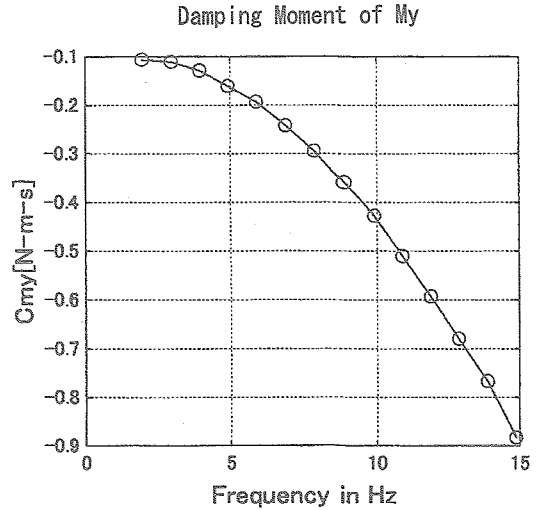


図24(b)

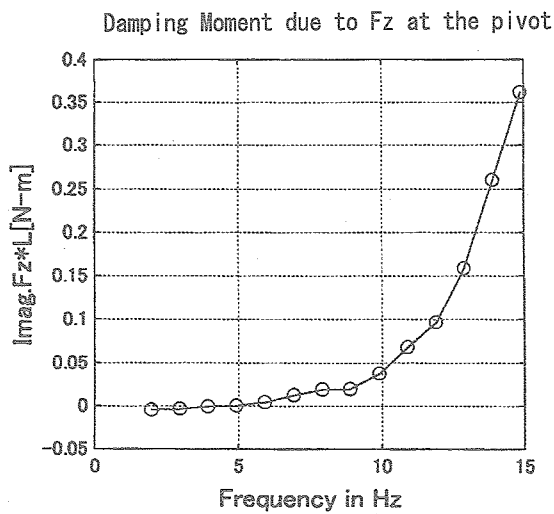


図24(c)

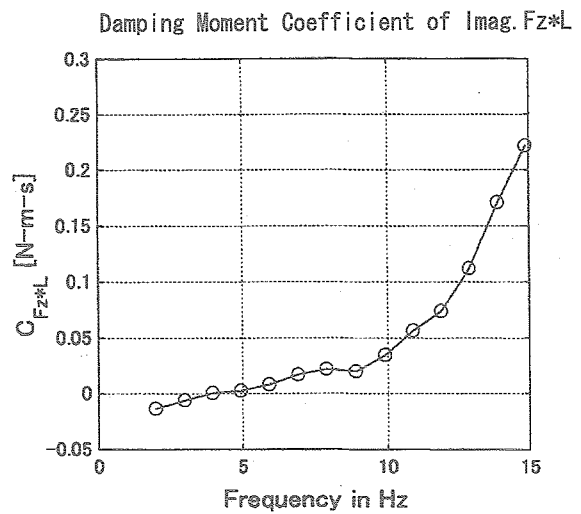


図24(d)

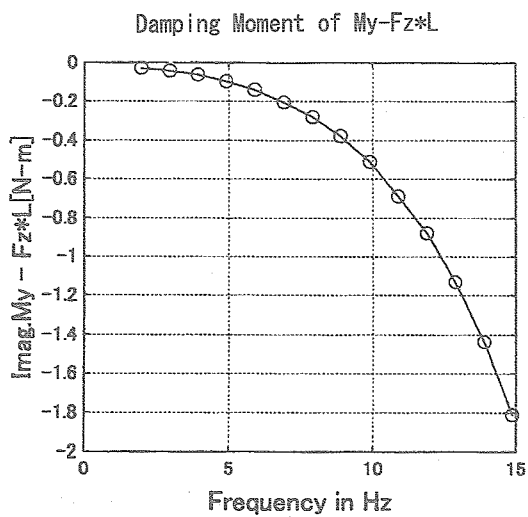


図24(e)

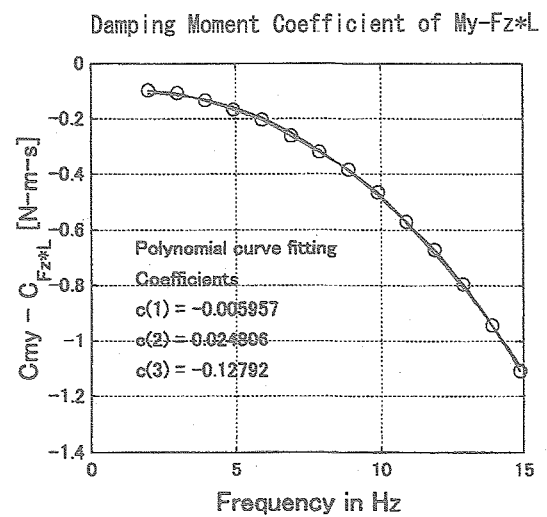


図24(f)

図24(a)～図24(f) 風袋試験結果 (Pitch)

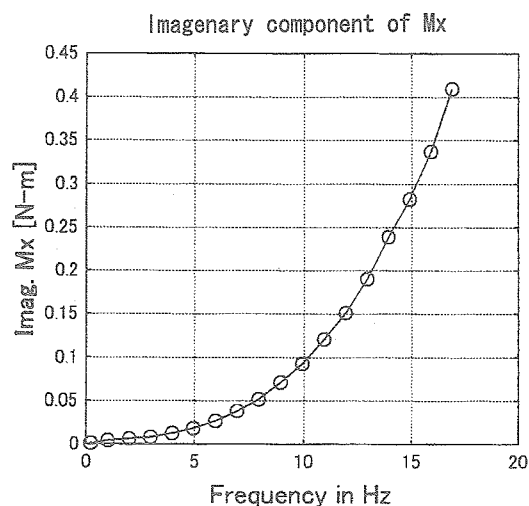


図25(a)

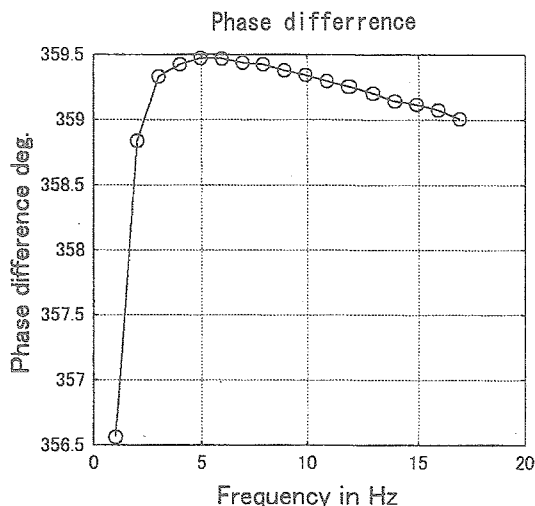


図25(b)

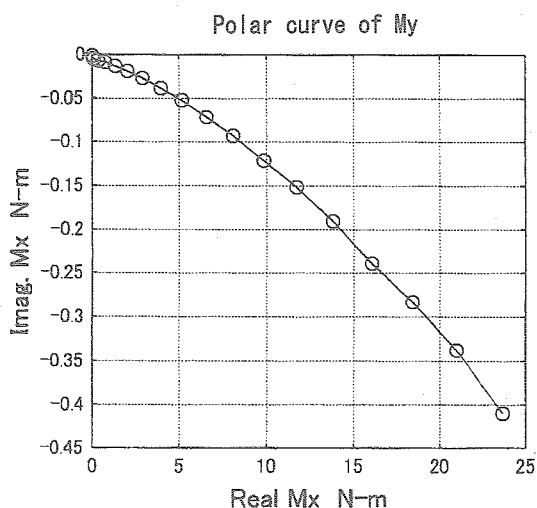


図25(c)

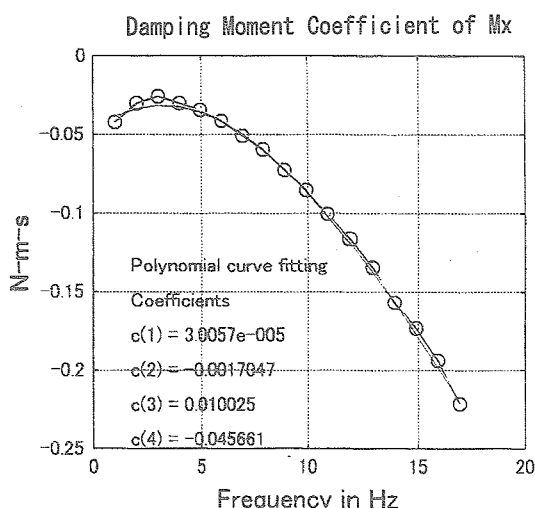


図25(d)

図25(a)～図25(d)風袋試験結果 (Roll)

15.2 Pitch 風洞試験結果

図26(a)～図26(d)は、ピッチング動安定微係数の測定結果を示し、縦軸を $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 、横軸を reduced frequency にしてそれぞれ表わす。

図26(a)は、 $\alpha = 0\text{deg}$ において $M = 0.4 \sim 0.7$ の範囲における $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値を表わす。この図から $M = 0.4 \sim 0.6$ の間は $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値は $-2.2 \sim -2.4$ の値を取る。 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値は、このマッハ数範囲において、また、reduced frequencyに対しても変化は僅かであることが云える。 $M = 0.7$ になると $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値は $-2.6 \sim -2.77$ の値になりその大きさ(絶対値)は増える。この場合 reduced frequencyに対する大きさの変化は僅かである。

図26(b)は、 $\alpha = 0\text{deg}$ 、 $M = 0.88 \sim 1.20$ の一様流マ

ッハ数が亜音速から超音速における $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の変化を表わす。図は $M = 0.88$ から 0.95 にかけて $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の絶対値の大きさは増加し、 $M = 0.95$ を過ぎると $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の絶対値の大きさは逆に減少していることを示す。 $M = 0.95$ を過ぎると、動安定微係数の加振周波数による $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値の変化、すなわち周波数依存性が現れる。この周波数依存性は、reduced frequency = 0.05を超えると顕著に現れる。ただし、 $M = 0.88$ では、この周波数依存性は僅かである。

図26(c)は、 $\alpha = 5\text{deg}$ 、 $M = 0.4 \sim 0.7$ における $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値の変化を表わす。 $\alpha = 5\text{deg}$ では、 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の絶対値の大きさは、 $\alpha = 0\text{deg}$ の場合よりも増加し、また、 $M = 0.5$ 以上で周波数依存性見られるよう

になるがその変化量は僅かである。

図26(d)は、 $\alpha = 5\text{deg}$ 、 $M = 0.88 \sim 1.10$ における $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値を示す。迎角が 5deg の場合には、 $M = 0.88$ と 0.95 の場合の $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値はほとんど同じであり、また、周波数依存性も僅かである。 $M = 1.05$ 、 1.10 にな

ると周波数依存性が現れ、reduced frequencyに対して $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値は大きく変化するようになる。

表14に、図26(a)～図26(d)のグラフで表わした $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値を表にして示す。

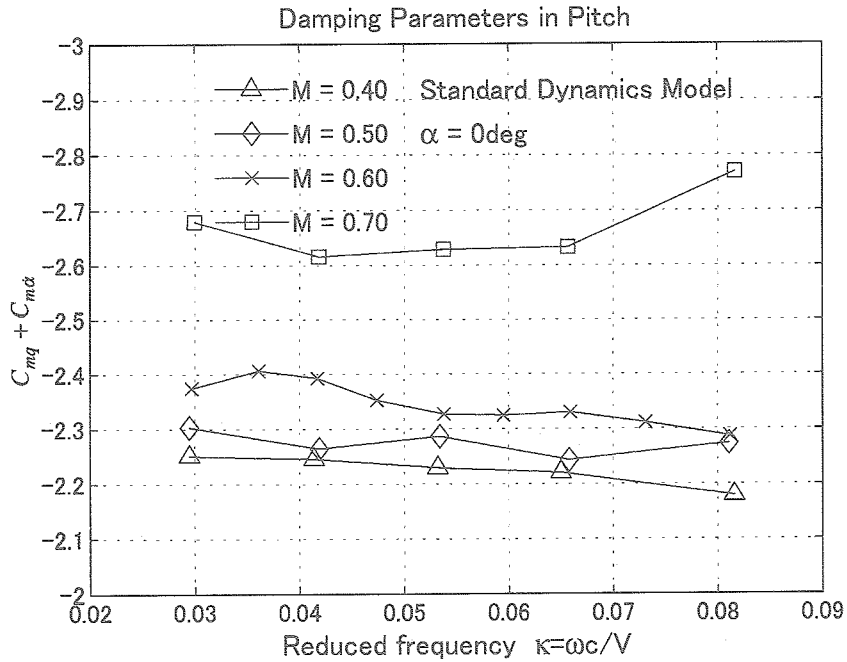


図26(a) $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 測定結果 ($\alpha = 0\text{deg}$, $M = 0.4, 0.5, 0.6$ and 0.7)

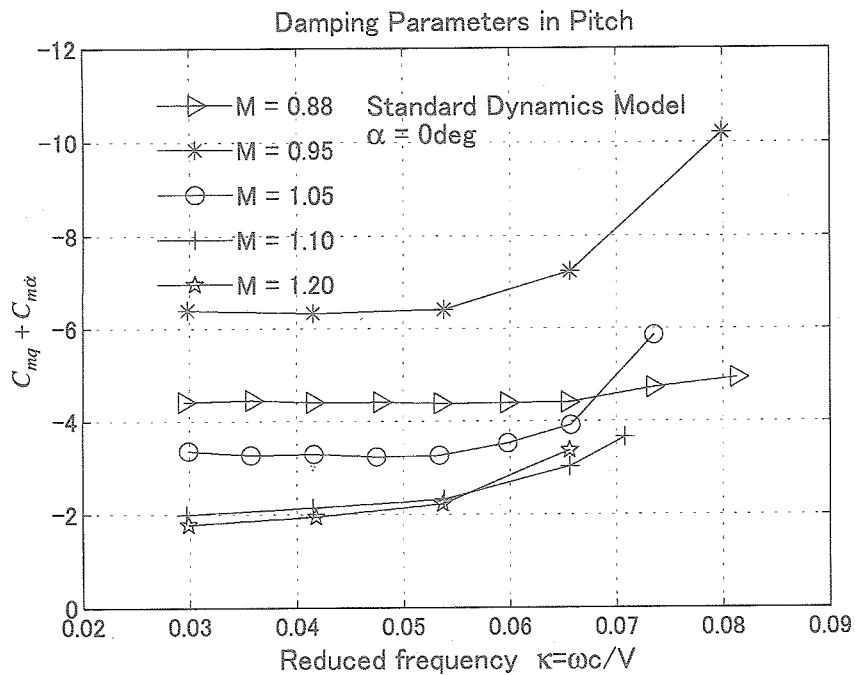


図26(b) $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 測定結果 ($\alpha = 0\text{deg}$, $M = 0.88, 0.95, 1.05, 1.1$ and 1.2)

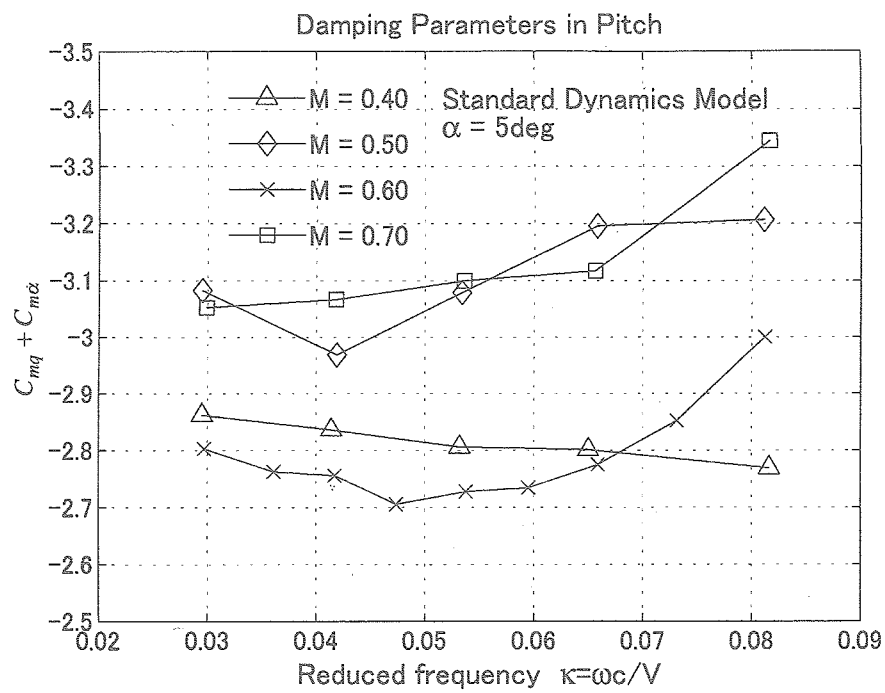


図26(c) $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 測定結果 ($\alpha = 5\text{deg}$, $M = 0.4, 0.5, 0.6$ and 0.7)

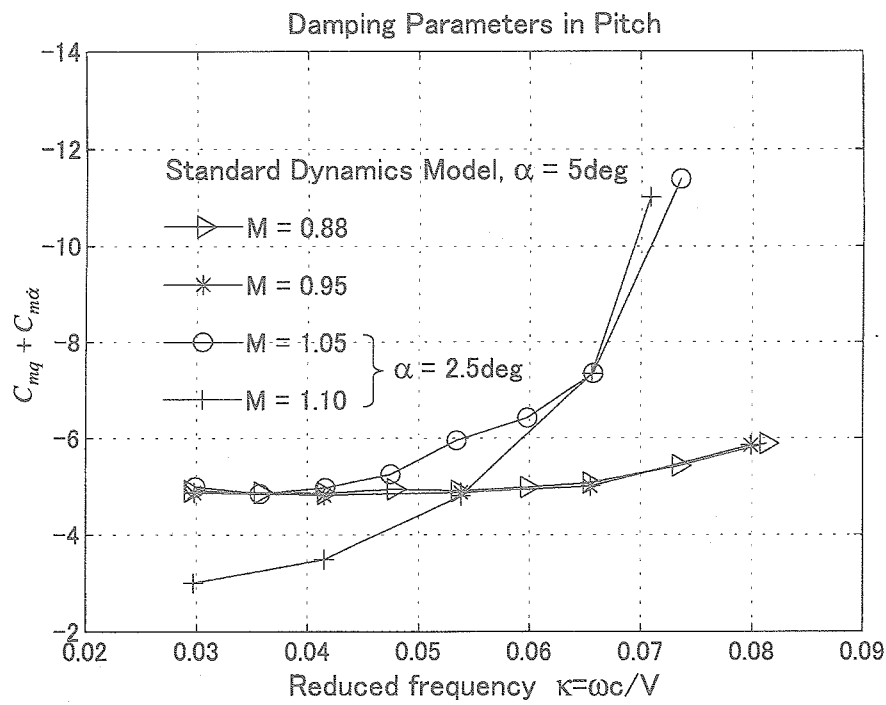


図26(d) $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 測定結果 ($\alpha = 5\text{deg}$, $M = 0.88, 0.95$ and $\alpha = 2.5\text{deg}$, $M = 1.05$ and 1.1)

表14 遷音速動安定試験結果データ表(Pitch)

Mach No. = 0.40, $\alpha = 0\text{deg}$				Mach No. = 0.40, $\alpha = 5\text{deg}$			
No.	Frequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ [1/rad]	No.	Ferequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ [1/rad]
1	2.4794	0.0295	-2.2504	1	2.4793	0.0295	-2.8624
2	3.4749	0.0414	-2.2451	2	3.475	0.0414	-2.8367
3	4.4684	0.0532	-2.2291	3	4.4684	0.0532	-2.8062
4	5.4621	0.065	-2.2204	4	5.4613	0.065	-2.8014
5	6.8525	0.0816	-2.1792	5	6.8528	0.0816	-2.7693
Mach No. = 0.50, $\alpha = 0\text{deg}$				Mach No. = 0.50, $\alpha = 5\text{deg}$			
1	3.0724	0.0295	-2.3032	1	3.0724	0.0295	-3.0828
2	4.3612	0.0419	-2.2639	2	4.361	0.0419	-2.9685
3	5.5593	0.0534	-2.2865	3	5.5587	0.0534	-3.0788
4	6.8524	0.0658	-2.2431	4	6.8528	0.0658	-3.1958
5	8.4407	0.0811	-2.2741	5	8.4406	0.0811	-3.2068
Mach No. = 0.60, $\alpha = 0\text{deg}$				Mach No. = 0.60, $\alpha = 5\text{deg}$			
1	3.6736	0.0297	-2.3747	1	3.6739	0.0297	-2.8029
2	4.4687	0.0361	-2.4065	2	4.4691	0.0361	-2.7627
3	5.1593	0.0417	-2.3928	3	5.1608	0.0417	-2.756
4	5.8582	0.0474	-2.3525	4	5.8593	0.0474	-2.7058
5	6.6547	0.0538	-2.3268	5	6.6528	0.0538	-2.7275
6	7.3549	0.0595	-2.3243	6	7.3545	0.0595	-2.7344
7	8.1494	0.0659	-2.3299	7	8.1497	0.0659	-2.7756
8	9.0414	0.0731	-2.3112	8	9.0409	0.0731	-2.8524
9	10.0361	0.0812	-2.2872	9	10.0357	0.0812	-2.9997
Mach No. = 0.60, $\alpha = 10\text{deg}$				Mach No. = 0.60, $\alpha = 15\text{deg}$			
1	3.6736	0.0297	-3.9143	1	3.6739	0.0297	-3.8683
2	4.4685	0.0361	-3.7716	2	4.4687	0.0361	-3.835
3	5.1608	0.0417	-3.795	3	5.1599	0.0417	-3.9246
4	5.8597	0.0474	-3.7785	4	5.8583	0.0474	-3.979
5	6.6544	0.0538	-3.7356	5	6.6563	0.0538	-3.8916
6	7.3563	0.0595	-3.6361	6	7.3559	0.0595	-3.8231
7	8.1511	0.0659	-3.6405	7	8.1493	0.0659	-3.8718
8	9.0421	0.0731	0.0731	8	9.0395	0.0731	-3.923
9	10.0353	0.0812	-3.529	9	10.0353	0.0812	-3.833
Mach No. = 0.60, $\alpha = 20\text{deg}$							
1	3.6739	0.0297	-0.362				
2	4.4696	0.0361	-0.1164				
3	5.1637	0.0418	-0.264				
4	5.8598	0.0474	-0.4048				
5	6.6572	0.0538	-0.0187				
6	7.3533	0.0595	-0.1831				
7	8.1479	0.0659	-0.191				
8	9.0448	0.0731	-0.0619				
9	10.037	0.0812	0.0138				
Mach No. = 0.70, $\alpha = 0\text{deg}$				Mach No. = 0.70, $\alpha = 5\text{deg}$			
1	4.2645	0.0299	-2.6795	1	4.265	0.0299	-3.0521
2	5.9571	0.0418	-2.6157	2	5.9551	0.0418	-3.0665
3	7.6477	0.0537	-2.6286	3	7.6467	0.0536	-3.1
4	9.3448	0.0656	-2.6324	4	9.3447	0.0656	-3.1169
5	11.6318	0.0816	-2.7696	5	11.6314	0.0816	-3.3442

表14(続き) 遷音速動安定試験結果データ表(Pitch)

Mach No. = 0.88, α = 0deg				Mach No. = 0.88, α = 5deg			
No.	Frequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ [1/rad]	No.	Frequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ [1/rad]
1	5.1603	0.0295	-4.4221	1	5.1597	0.0295	-4.9072
2	6.2559	0.0358	-4.4527	2	6.256	0.0358	-4.8716
3	7.2484	0.0415	-4.4131	3	7.2487	0.0415	-4.8561
4	8.3473	0.0478	-4.4182	4	8.3463	0.0478	-4.9456
5	9.3452	0.0535	-4.3874	5	9.3443	0.0535	-4.9053
6	10.4396	0.0597	-4.3966	6	10.4402	0.0598	-4.9798
7	11.4302	0.0654	-4.405	7	11.4315	0.0654	-5.0776
8	12.8247	0.0734	-4.723	8	12.8244	0.0734	-5.4289
9	14.2055	0.0813	-4.9369	9	14.2063	0.0813	-5.888
Mach No. = 0.88, α = 10deg.							
1	5.1598	0.0295	-4.5665				
2	6.2545	0.0358	-4.4705				
3	7.247	0.0415	-4.3942				
4	8.347	0.0478	-4.3528				
5	9.3369	0.0534	-4.2826				
6	10.4434	0.0598	-4.3395				
7	11.4294	0.0654	-4.2167				
8	12.8258	0.0734	-4.3616				
9	14.2058	0.0813	-4.4664				
Mach No. = 0.95, α = 0deg				Mach No. = 0.95, α = 5deg			
1	5.5591	0.0298	-6.3939	1	5.5586	0.0298	-4.8687
2	7.7499	0.0415	-6.3304	2	7.7496	0.0415	-4.8222
3	10.0369	0.0538	-6.4113	3	10.0353	0.0538	-4.872
4	12.2295	0.0656	-7.2379	4	12.2293	0.0655	-5.0055
5	14.9133	0.0799	-10.2149	5	14.9142	0.0799	-5.8491
Mach No. = 1.05, α = 0deg				Mach No. = 1.05, α = 2.5deg			
1	6.0577	0.0299	-3.362	1	6.0579	0.0299	-4.9938
2	7.2495	0.0357	-3.274	2	7.2498	0.0357	-4.844
3	8.4402	0.0416	-3.2989	3	8.4411	0.0416	-4.9718
4	9.6328	0.0475	-3.2386	4	9.6327	0.0475	-5.2549
5	10.8308	0.0534	-3.2685	5	10.8317	0.0534	-5.9521
6	12.1178	0.0598	-3.5284	6	12.1182	0.0598	-6.4252
7	13.3205	0.0657	-3.9151	7	13.3191	0.0657	-7.3507
8	14.9142	0.0735	-5.8491	8	14.91	0.0735	-11.3837
Mach No. = 1.05, α = 5deg.							
1	6.0581	0.0299	-4.7176				
2	7.2497	0.0357	-4.8027				
3	8.4407	0.0416	-5.1508				
4	9.6329	0.0475	-4.9714				
5	10.8314	0.0534	-5.2512				
6	12.1189	0.0598	-4.1402				
7	13.3209	0.0657	-5.0141				
8	14.9119	0.0735	-6.1304				
M = 1.10, α = 0deg				Mach No. = 1.10, α = 2.5deg			
1	6.2567	0.0297	-1.9964	1	6.2569	0.0297	-3.0073
2	8.7443	0.0415	-2.1435	2	8.7438	0.0415	-3.4959
3	11.3278	0.0538	-2.3275	3	11.3284	0.0538	-4.8019
4	13.8192	0.0656	-3.0258	4	13.8204	0.0656	-7.3446
5	14.9157	0.0708	-3.6603	5	14.9102	0.0708	-11.01
Mach No. = 1.20, α = 0deg							
1	6.7493	0.0299	-1.7803				
2	9.439	0.0418	-1.9478				
3	12.1176	0.0537	-2.2291				
4	14.8039	0.0656	-3.379				

表15 遷音速動安定試験結果データ表(Roll)

Mach No. = 0.60, $\alpha = 0\text{deg}$				Mach No. = 0.60, $\alpha = 5\text{deg}$			
No.	Frequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{lp} + C_{l\beta} \sin \alpha$ [1/rad]	No.	Frequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{lp} + C_{l\beta} \sin \alpha$ [1/rad]
1	1.9862	0.0206	-0.5466	1	1.9836	0.0205	-0.8745
2	2.5792	0.0267	-0.5451	2	2.5769	0.0267	-0.8688
3	3.2706	0.0339	-0.5484	3	3.2708	0.0339	-0.8708
4	4.0832	0.0423	-0.5466	4	4.0838	0.0423	-0.8742
5	4.8739	0.0505	-0.5454	5	4.8743	0.0505	-0.87
6	6.2467	0.0647	-0.5435	6	6.2487	0.0647	-0.8728
7	7.7373	0.0801	-0.5429	7	7.7384	0.0801	-0.87
8	9.2328	0.0956	-0.5488	8	9.2322	0.0956	-0.8616
Mach No. = 0.60, $\alpha = 10\text{deg}$.				Mach No. = 0.60, $\alpha = 15\text{deg}$.			
1	1.9935	0.0206	-0.6493	1	4.0851	0.0423	-0.6564
2	3.2479	0.0336	-0.2445	2	6.2352	0.0646	-0.5019
3	4.0767	0.0422	-0.3099	3	7.7372	0.0801	-0.5495
4	4.8735	0.0505	-0.3944	4	9.2355	0.0956	-0.5743
5	6.2458	0.0647	-0.3841				
6	7.739	0.0801	-0.3495				
7	9.2323	0.0956	-0.3696				
Mach No. = 0.60, $\alpha = 20\text{deg}$.							
1	4.0949	0.0424	-1.0665				
2	6.2428	0.0647	-0.7378				
3	7.7326	0.0801	-0.7811				
Mach No. = 0.70, $\alpha = 0\text{deg}$				Mach No. = 0.80, $\alpha = 0\text{deg}$			
1	3.7716	0.0335	-0.6238	1	4.1698	0.0324	-0.6691
2	5.5616	0.0494	-0.6264	2	6.2479	0.0485	-0.6753
3	7.2436	0.0643	-0.6272	3	8.1267	0.0631	-0.669
Mach No. = 0.88, $\alpha = 0\text{deg}$				M = 0.88, $\alpha = 5\text{deg}$			
1	2.7849	0.0197	-0.7199	1	2.7825	0.0196	-0.9634
2	3.689	0.026	-0.7622	2	3.6855	0.026	-0.9601
3	4.5636	0.0322	-0.7477	3	4.5658	0.0322	-0.9733
4	5.7512	0.0406	-0.7438	4	5.7532	0.0406	-0.9859
5	6.851	0.0484	-0.7449	5	6.849	0.0484	-0.9651
6	7.8213	0.0552	-0.7435	6	7.8217	0.0552	-0.9786
7	8.9382	0.0631	-0.7483	7	8.9392	0.0631	-0.9785
8	9.9254	0.0701	-0.7547	8	9.9245	0.0701	-0.9761
9	11.0286	0.0779	-0.7538	9	11.0282	0.0779	-0.9856
10	12.0147	0.0848	-0.7468	10	12.0156	0.0848	-1.0407
11	13.1026	0.0925	-0.7584	11	13.1032	0.0925	-0.9877
12	14.0964	0.0995	-0.7606	12	14.097	0.0995	-0.9914
Mach No. = 0.88, $\alpha = 10\text{deg}$							
1	2.8161	0.0199	-0.8433				
2	3.7412	0.0264	-0.5357				
3	4.5611	0.0322	-0.4177				
4	5.7642	0.0407	-0.5665				
5	6.8528	0.0484	-0.4971				
6	7.8217	0.0552	-0.5419				
7	8.9419	0.0631	-0.5437				
8	9.9253	0.0701	-0.4799				
9	11.0341	0.0779	-0.5714				
10	12.0107	0.0848	-0.4593				
11	13.0991	0.0925	-0.4696				
12	14.0968	0.0995	-0.5093				

表15(続き) 遷音速動安定試験結果データ表(Roll)

Mach = 1.05, $\alpha = 0\text{deg}$				Mach No. = 1.05, $\alpha = 2.5\text{deg}$			
No.	Frequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{ip} + C_{i\beta} \sin \alpha$ [1/rad]	No.	Frequency [Hz]	Reduced freq.	$C_{ip} + C_{i\beta} \sin \alpha$ [1/rad]
1	3.1816	0.0188	-0.9583	1	3.1829	0.0188	-0.9348
2	4.2699	0.0253	-0.9578	2	4.2711	0.0253	-0.935
3	5.3569	0.0317	-0.9754	3	5.3547	0.0317	-0.9451
4	6.6424	0.0393	-0.9806	4	6.6405	0.0393	-0.9431
5	7.9308	0.0469	-0.9766	5	7.9294	0.0469	-0.9538
6	9.127	0.054	-0.9804	6	9.1254	0.054	-0.9589
7	10.3222	0.0611	-0.9878	7	10.3193	0.0611	-0.9578
8	11.5134	0.0681	-0.9882	8	11.5111	0.0681	-0.9642
9	12.81	0.0758	-0.9914	9	12.8082	0.0758	-0.9791
10	13.9939	0.0828	-0.9906	10	13.9921	0.0828	-0.9686
11	15.1811	0.0898	-0.9922	11	15.1791	0.0898	-0.9761
12	16.3818	0.0969	-0.9933	12	16.3789	0.0969	-0.9847
Mach No. = 1.05, $\alpha = 5\text{deg}$							
1	3.1837	0.0188	-0.8264				
2	4.2731	0.0253	-0.8266				
3	5.3552	0.0317	-0.8301				
4	6.6418	0.0393	-0.8326				
5	7.9295	0.0469	-0.8387				
6	9.1259	0.054	-0.8502				
7	10.3187	0.0611	-0.8505				
8	11.5112	0.0681	-0.8605				
9	11.5112	0.0681	-0.8605				
10	13.9921	0.0828	-0.8571				
11	15.1799	0.0898	-0.8661				
12	16.3788	0.0969	-0.8851				
Mach No. = 1.10, $\alpha = 0\text{deg}$							
1	3.272	0.0185	-0.9287				
2	4.3738	0.0247	-0.9283				
3	5.5604	0.0314	-0.9223				

15.3 Roll 風洞試験結果

図27(a)～図27(d) ローリング動安定微係数の測定結果を示し、縦軸を $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ 、横軸を reduced frequency としてそれぞれ表わす。図27(a)は、 $\alpha = 0\text{deg}$ において $M = 0.6 \sim 1.20$ まで変化させた場合の $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の値を表わす。この図から $M = 0.6$ から 1.05 までは $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の値の大きさは、 -0.55 から -0.97 まで絶対値が増加し、 $M = 1.10$ になると $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の絶対値の大きさは減少する。この図からは周波数依存性についてはほとんど見られない。

図27(b)は、 $\alpha = 5\text{deg}$ 、 $M = 0.6, 0.88, 1.05$ 及び $\alpha = 2.5\text{deg}$ 、 $M = 1.05$ における $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の値を表わす。この図から $\alpha = 5\text{deg}$ の場合は、 $M = 0.6$ から $M = 0.88$ になると $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の絶対値の大きさは増加し $M =$

1.05 になると減少する。また、 $M = 1.05$ になると周波数依存性が僅かに現れる。

図27(c)は、 $\alpha = 10\text{deg}$ において、 $M = 0.60$ の場合と $M = 0.88$ の場合を示す。ここでは、低周波加振周波数領域で $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の絶対値の大きさが増える現象が見られる周波数依存性が見られる。

図27(d)は $M = 0.60$ において、迎角 15deg から 20deg に変化させた時の図を示す。この場合においても低周波加振領域で $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の絶対値は大きな値を持ち、reduced frequency が 0.064 付近で絶対値の極小を取り、その後加振周波数が増えると $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の絶対値の大きさが増加するという周波数依存性が現れる。

表15に、図27(a)～図27(d)のグラフで表わした $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の値を示す。

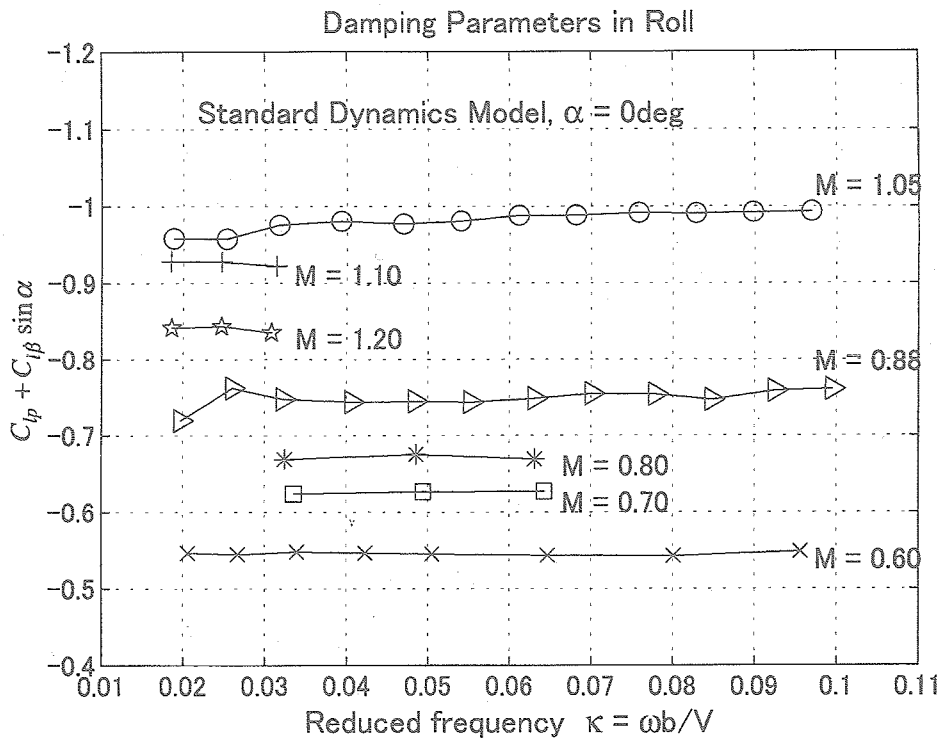
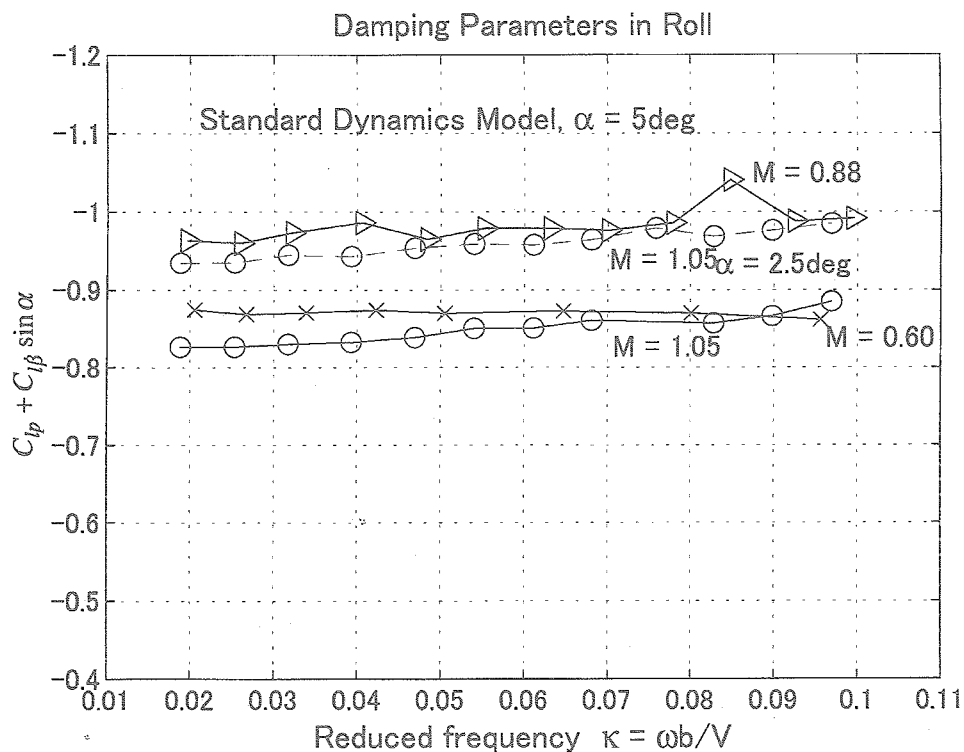
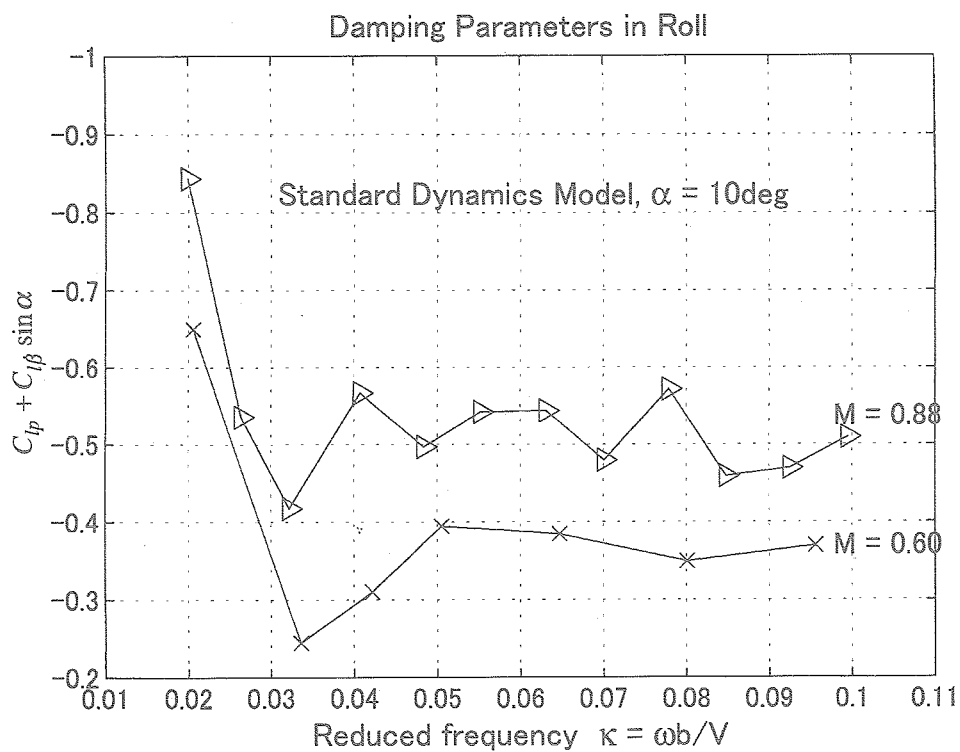


図27(a) $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ 測定結果
($\alpha = 0\text{deg}$, $M = 0.60 \sim 1.2$)

図27(b) $C_{l_p} + C_{l_\beta} \sin \alpha$ 測定結果($\alpha = 2.5\text{deg}$, $M = 1.05$ and $\alpha = 5\text{deg}$, $M = 0.60, 0.88, 1.05$)図27(c) $C_{l_p} + C_{l_\beta} \sin \alpha$ 測定結果($\alpha = 10\text{deg}$, $M = 0.60$ and 0.88)

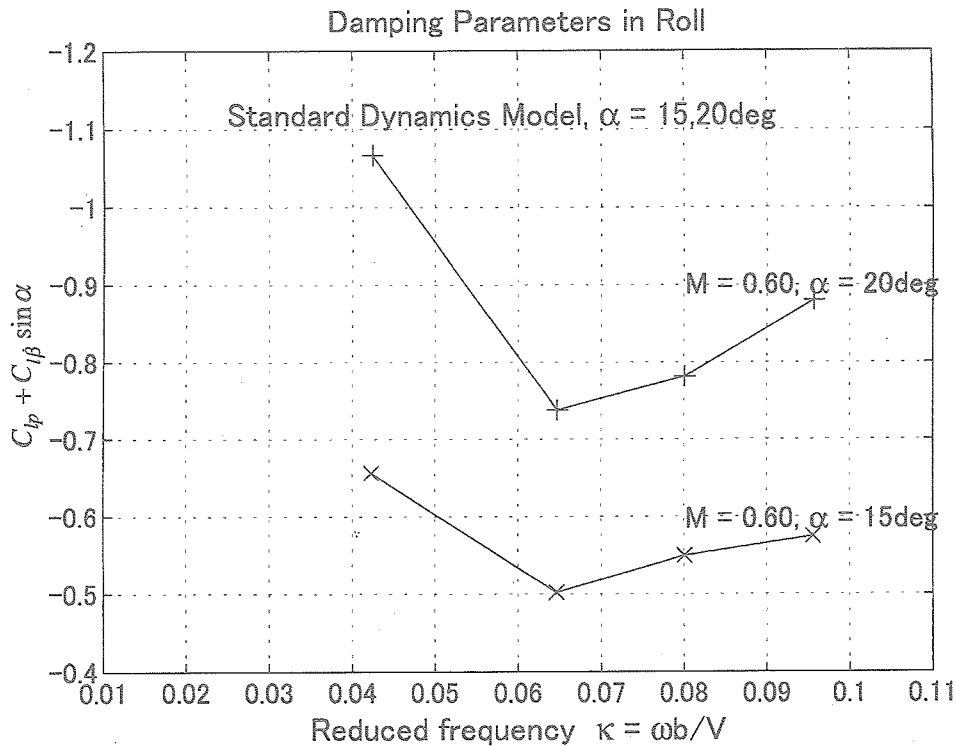


図27(d) $C_{lp} + C_{l\beta} \sin \alpha$ 測定結果
($\alpha = 15^\circ$ and 20° , $M = 0.6$)

16. 風洞試験結果の比較

図28及び図29に航技研遷音速風洞試験結果（以後NALと云う）とDFVLR、FFA及びNAEにおける試験結果¹³⁾（以後DFVLR、FFA及びNAE云う）との比較を示す。

16.1 Pitching 運動における比較

図28にPitching運動における動安定微係数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値を迎角 α に対して表す。

図28に示す $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の値は、 $M = 0.6$ の場合に、 $\alpha = 0 \sim 10^\circ$ の範囲においてNALとDFVLRは良い一致を示す。一方 $\alpha = 15 \sim 20^\circ$ の範囲ではNALとFFAと一致する。 $\alpha = 0^\circ$ においては、NALはDFVLRに近い値を示す一方でFFAとは異なる値を示す。

$M = 0.88$ の場合には、NALは $\alpha = 0^\circ$ と $\alpha = 5^\circ$ において、DFVLRとFFAとの差が ± 0.25 以内でほぼ一致する。 $\alpha = 10^\circ$ ではNALはDFVLRとFFAの中間値を取る。

$M = 0.95$ の場合には、NALとの比較データはDFVLRのみであるが、NALは、 $\alpha = 0^\circ$ 及び $\alpha = 5^\circ$ において、NALの値がDFVLRよりも絶対値として $0.5 \sim 0.6$ 大きい値を示す。しかし、迎角に対する傾向は一致する。

$M = 1.05$ の場合は、 $\alpha = 0^\circ$ 及び 5° においてNALはDFVLR及びFFAよりも絶対値の大きさとして僅かに大きな値になるが、これら3個のデータの値の差は ± 0.3 以内の範囲に入り比較的良く一致する。 $\alpha = 2.5^\circ$ ではNALとFFAは一致しない。

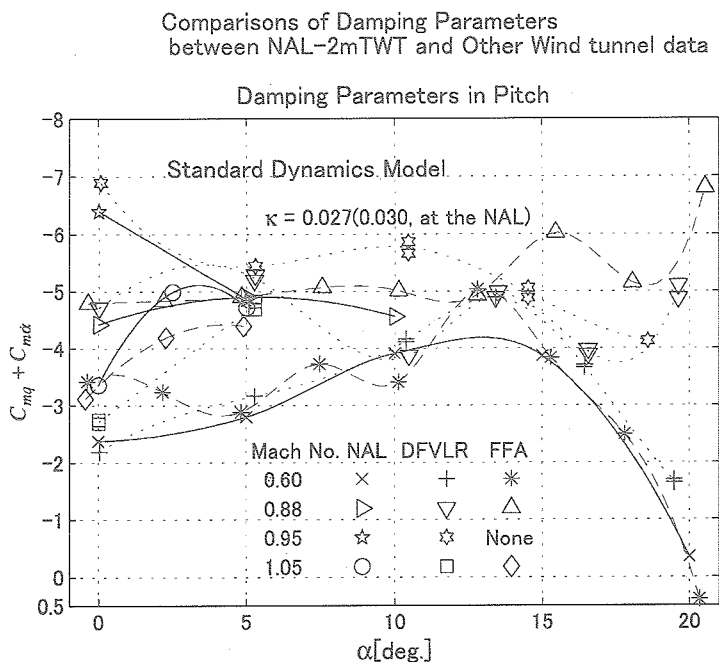


図28 風洞結果比較 (Pitch)

16.2 Rolling 運動における比較

図 29 に、Rolling 運動における動安定微係数 $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ を迎角 α について表す。

図29から、 $M = 0.6$ の場合には、 $C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$ の値は $\alpha = 0 \sim 10 \text{deg.}$ の範囲においてNAL、DFVLR及びNAEはそれぞれ迎角に対し同じ傾向を示すことが言える。そ

れぞれの値の差は0.2以内（ただし、 $\alpha = 0 \text{deg}$ における NAEを除く）に入り値は比較的良く一致する。

しかし、 $\alpha = 10 \text{deg}$ を過ぎると3者のデータのバラツキが多くなり合わなくなる。

$M = 0.88$ の場合は、 $\alpha = 0, 5, 10 \text{deg.}$ におけるNALとDFVLRは良い一致を示す。

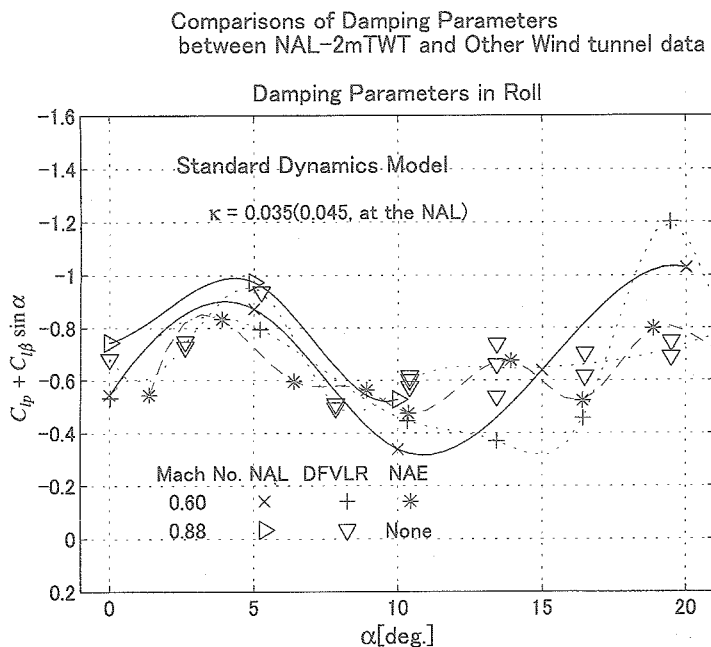


図29 風洞試験結果比較(Roll)

表16 航技研2m遷音速洞風試データと諸外国風試データの比較 (Pitch)

Mach No.	NAL		FFA		DFVLR	
	α	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$	α	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$	α	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$
0.60	0	-2.3762	-0.39 2.12	-3.4205 -3.2379	0.040	-2.1902
	5.0	-2.8010	4.82 7.46	-2.8797 -3.7247	5.27	-3.1636
	10.0	-3.9076	10.13 12.80	-3.4069 -5.0361	10.38 10.38 13.42	-4.1640 -4.110 -4.8941
	15.0	-3.8667	15.29 17.80	-3.8328 -2.4944	16.45 16.434	-3.7044 -3.6638
	20.0	-0.3505	20.34	0.3921	19.49 19.49 22.43 22.43	-1.6926 -1.6426 -0.9937 -0.8923
0.88	0	-4.4245	-0.36 2.20	-4.7927 -4.8400	0.013	-4.7251
	5.0	-4.9044	4.83 7.54	-4.9076 -5.0699	5.28 5.26	-5.2929 -5.1983
	10.0	-4.5589	10.13 12.80	-5.0090 -4.9347	10.49 13.42 13.50	-3.8666 -4.8941 -4.9955
	15.0		15.44 18.05	-6.0230 -5.1510	16.57 16.57	-3.9815 -3.8936
	20.0		20.54	-6.8071	19.62	-5.5110
0.95	0	-6.3928			0.066	-6.8939
	5.00	-4.8679			5.29	-5.4447
1.05	0	-3.3605	-0.4381	-3.1163	0.013 0.013	-2.6904 -2.7512
	2.50	-4.9912	2.2832	-4.1911		
	5.00	-4.7190	4.8982	-4.3939	5.28 5.28	-4.8269 -4.6913

表17 航技研2m遷音速洞風試データと諸外国風試データの比較 (Roll)

Mach No.	NAL		DFVLR		NAE	
	α	$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}}$ $\times \cos \alpha$	α	$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}}$ $\times \sin \alpha$	α	$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}}$ $\times \sin \alpha$
0.60	0	-0.5462	0.032	-0.5331	1.39	-0.5442
					3.89	-0.8333
	5.00	-0.8728	5.21	-0.7946	6.38	-0.5951
					8.91	-0.5632
	10.00	-0.3384	10.33	-0.4462	10.36	-0.4746
			13.43	-0.3697	13.91	-0.6751
	15.0	-0.6377	16.42	-0.4566	16.41	-0.5228
	20.00	-1.0282	19.44	-1.2015	18.86	-0.7989
			22.48	-0.5245	21.39	-0.7000
			25.49	-0.8505	23.89	-0.8161
			28.51	-0.4428	26.40	-0.9563
			30.52	-0.0329	28.91	-0.5245
			30.52	-0.0570	31.37	-0.6544
0.88	0	-0.7444	0.011	-0.6828		
			2.63	-0.7490		
			2.63	-0.7282		
	5.00	-0.9742	5.26	-0.9374		
			7.84	-0.4953		
			7.84	-0.5108		
	10.00	-0.5277	10.40	-0.6157		
			10.40	-0.6011		
			10.40	-0.5761		
			13.43	-0.7396		
			13.43	-0.6604		
			16.49	-0.7043		
			16.49	-0.6157		
			19.49	-0.7490		
			19.49	-0.6905		
			22.54	-0.8308		
			22.54	-0.7955		
			22.54	-0.8204		
			25.52	-0.7920		
			25.52	-0.7766		
			28.61	-0.6432		
			28.63	-0.7310		
			28.63	-0.5804		
			28.60	-0.3516		

17. ま と め

本報告は、航技研 2 m 遷音速風洞における設備として利用できるようにし、HOPEの動安定微係数を求める目的で開発・製作した動安定試験装置について述べ、また、装置の性能の検証を行うため動的標準模型を製作して風洞試験を実施した結果をまとめたものである。結果を要約すると次のようになる。

- (1) 新しく開発したPitch/Yaw加振装置及びRoll加振装置は、装置の較正試験結果から、大きな負荷荷重を与えた状態においても、採用したカム装置のガタや回転ムラが少なく模型を正確な正弦波状に加振する性能を持つことが分かり、強制加振法による動安定微係数を求めるための模型加振装置として有用であることが分かった。
- (2) 動安定試験用に開発・製作した 5 分力動的天秤は、定格の慣性負荷、高迎角での大きい空気力で最高周波数により加振した状態まで共振周波数はなく高い剛性が確認された。また、動的天秤の較正試験結果から天秤エレメント間の干渉は少ないことが分かった。
- (3) CFRP材で高強度・軽量化模型を製作した。この動安定試験用軽量化模型は、諸外国の風洞で用いられている動的模型と比較して、より小さな重量、慣性モーメントをもつ模型を製作出来た。また、製作した模型は動安定風洞試験において十分な剛性を持つことを確認した。
- (4) 高精度・高速データ処理装置を製作し大量のデータを収集して、デジタルフィルタを用いてデータ処理を行った。得られたデータから統計的推定により動安定微係数を求めた。その結果、高い精度で微係数を推定することが出来た。
- (5) 今回の風洞試験で得た動安定微係数の不確かさを求めるために、試験データの誤差解析を行った。その結果、微小なダンピング空気力を測定する場合の天秤較正精度上の問題点を明かにした。
- (6) 風洞試験で得られた動的標準模型のピッチング動安定微係数及びローリング動安定微係数を他の風洞における風試結果と比較を行った。その結果、航技研 2 m 遷音速風洞において得られたこれらのパラメータの値は他風洞の試験結果に近い値を示し、良好な結果を得ることが出来た。
- (7) 以上の結果から、今回新しく開発・製作した動安定試験装置を 2 m 遷音速風洞において動安定微係数を測定する試験装置として使用できることが分かった。
- (8) 本装置を用いたHOPE形状模型の動安定微係数測定結果及びその精度に関しては、次報にゆずる。

[謝辞]

航技研 2 m 遷音速風洞において動安定試験装置の開発する際に、元流体科学研究領域長の横幕良生氏及び前領域長の井上安敏氏に多大なご支援を頂いた。この場をお借りし厚くお礼申し上げます。

18. 参考文献

- 1) 小橋安次郎、河野長正、西 武徳：遷音速動安定試験、航技研報告 TR-93(1965)
- 2) 高島一明、榊原盛三、関根英夫：超音速における動安定微係数の測定、航技研報告 TR-244(1971/7)
- 3) C.J.Schuler, L.K.Ward and A.E.Hodapp,Jr: Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Facilities, AGARDograph121, Oct 1967
- 4) K. Orlik-Ruckemann: Review of Techniques for Determination of Dynamic Stability Parameters in Wind Tunnels, AGARD LS-114 No.3, May 1981
- 5) 小橋安次郎、河野長正 風洞における動安定試験法 航空学会誌、Vol13, No.138 1965.7
- 6) Richmond P. Boyden and Delma C. Freeman, Jr., Subsonic and Transonic Dynamic Stability Characteristics of a Space Shuttle Orbiter, NASA TN D-8042, November 1975
- 7) 三輪、上野、米本、志子田、航技研における遷音速動安定試験、一その 1：試験装置と動的天秤の開発一、1999.11 第31回流体力学講演会
- 8) 河本、鈴木、中村、小国、飯島、内挿式六分力天秤の較正について、第二報 複合荷重式天秤較正装置の開発、航技研資料 TM-190、1996.3
- 9) 上野、三輪、航技研における遷音速動安定試験、一その 2：動的天秤の較正、軽量模型の製作一、1999.11、第31回流体力学講演会
- 10) Glen E. Burt, Forced-Oscillation Test Mechanism for Measuring Dynamic Stability-Derivative in Roll, AIAA Paper No.74-86, February 1974
- 11) 三輪、上野、航技研における遷音速動安定試験、一その 3：標準模型の遷音速動安定試験結果一、2000.10、第38回飛行機シンポジウム
- 12) New Dynamic Stability Equipment for Transonic Wind Tunnel Testing at NAL, M.,Ueno and H.,Miwa, AIAA Paper-2001-0464, 2001.1
- 13) E. Schmidt, Standard Dynamics Model Experiments with the DFVLR/AVA Transonic Derivative Balance AGARD-CP-386 Reference No.21

May 1985.

14) 計測の不確かさ、アメリカ機械学会編、日本機械学会誌刊行、1996.1

APPENDIX

A.1.1 動安定微係数の不確かさ解析

動安定微係数の値の不確かさ解析を行ない、結果の値の不確かさを求めて、空力微係数の精度の信頼性を保証することは重要なことである。また、それだけでは無く動安定微係数を求める際にどの測定誤差が最終結果に与える主な誤差要因であるかを特定できる。微小な空気力の測定から動安定微係数を計測する場合に、計測法の有効性を示しかつ改良すべき点を洗い出すことが出来る。

不確かさ解析は図A-1を参照にして次の手順で行う¹⁴⁾。

(1) 測定する力、モーメント測定値の不確かさを求める場合次の3段階に分類し、次式のように不確かさを与える。

(イ) 天秤較正誤差による不確かさ

$$U_1 = B_1^2 + t_{95}\sigma_1^2$$

(ロ) データ収集誤差による不確かさ

$$U_2 = B_2^2 + t_{95}\sigma_2^2$$

(ハ) パラメータ推定誤差による不確かさ

$$U_3 = B_3^2 + t_{95}\sigma_3^2$$

ここで、 U は不確かさ、 B は定誤差 (正確度)、 σ は偶然誤差の分散、 t_{95} は包括度95%の学生値をそれぞれ表す。 $t_{95}\sigma$ は精密度と呼ばれるものである。

(2) 力、モーメントの測定誤差を動安定微係数へ誤差伝播させ、動安定微係数の不確かさを求める。

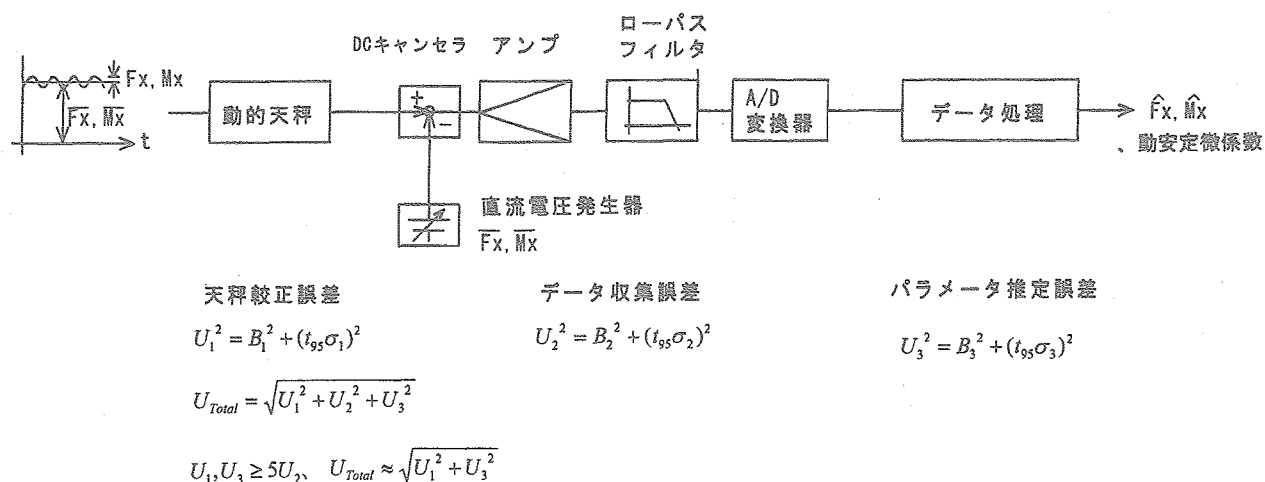
最終的に得られる力、モーメントの誤差の不確かさは、

$$U_{Total} = \sqrt{U_1 + U_2 + U_3}$$

として求める。

ここで、 $U_1, U_3 \geq 5U_2$ なので $U_{Total} \approx \sqrt{U_1 + U_3}$ で表すことが出来る。データ収集誤差は、データ収集に使用するアンプ、フィルタ及びA/D変換装置の精度による誤差によるもので、これら装置の持つ誤差に比べ、動的天秤の較正誤差及び動安定微係数の推定誤差のほうが相対的に大きいと言える。

動的天秤の較正誤差とデータ処理における力およびモーメントベクトルの大きさ及び位相角、Pitch角 (あるいはRoll角) 及び加振周波数などのパラメータ推定誤差について解析する。



図A-1 力、モーメントの不確かさ解析の流れと誤差分類

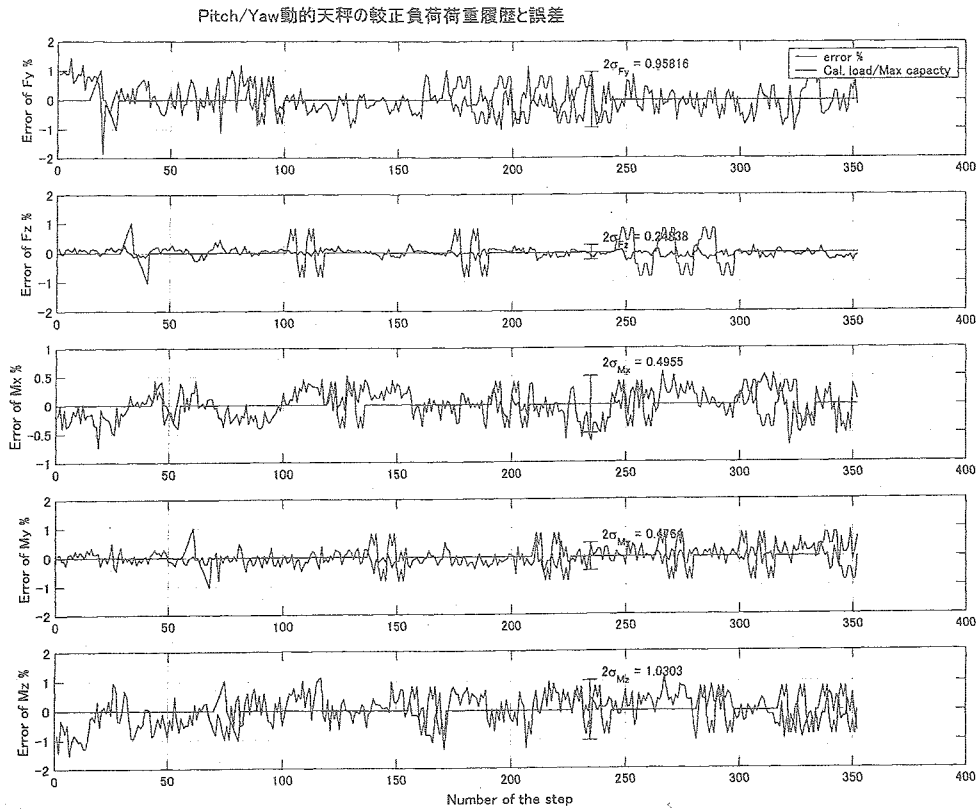
A.1.2 動的天秤の較正誤差

動的天秤を複合荷重式自動較正装置⁹⁾において較正試験した際の誤差のグラフを図A-2に示す。図A-2

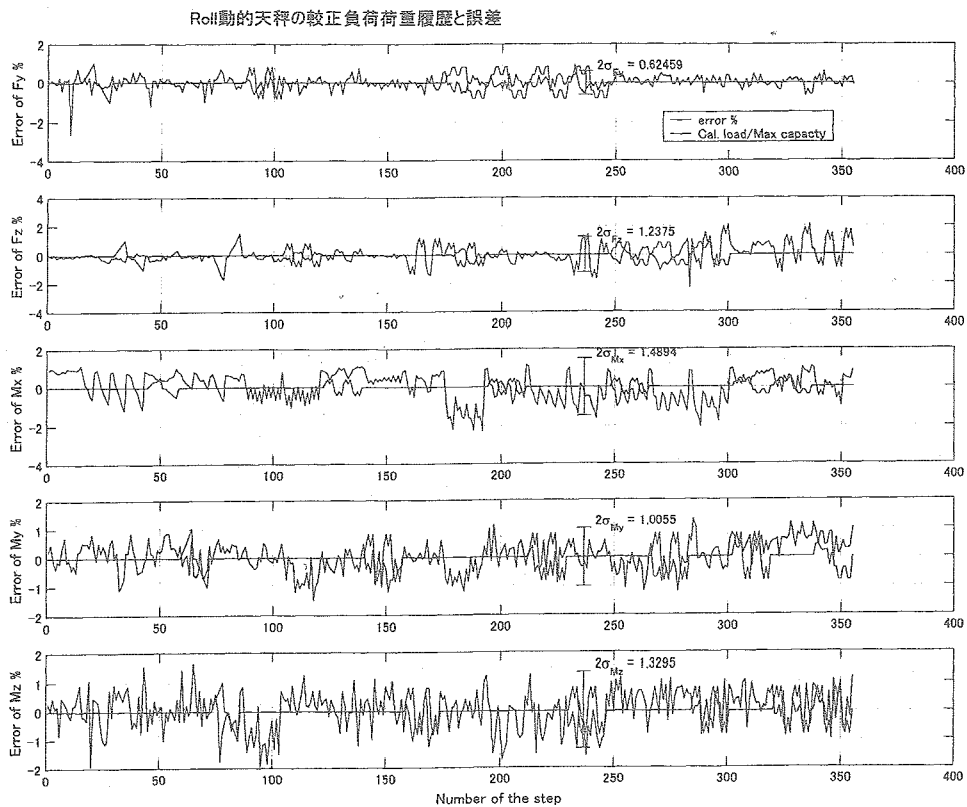
(a) は、Pitch/Yaw動的天秤について、上から F_x 、 F_y 、 M_x 、 M_y 、 M_z を表す。それぞれのグラフは、較正装置にて荷重負荷をかけた時の負荷パターンを、負荷荷重/天秤の定格容量で正規化して表す。もう1本のグラフは、

負荷荷重[N・m]と天秤出力測定データ[mV]から最小2乗法を用いて計算した回帰直線 (干渉項を含む) と天秤出力測定データとの差をプロットしたものである。

図A-2(b) は、同様にRoll天秤の較正データから求めたグラフを表す。この誤差の大きさを表すためにグラフには 2σ (標準偏差の2倍) を示す。この値はかなり大きい。



図A-2(a) 動的天秤の校正誤差 (Pitch/Yaw動的天秤)



図A-2(b) 動的天秤の校正誤差(Roll動的天秤)

A.1.3 パラメータ推定誤差

ここでは動安定微係数のデータ処理におけるパラメータ推定誤差を求めるために、14.2項で述べた内容をさらに詳しく述べる。

推定すべきパラメータは、動安定微係数を求める際に計測すべき力、モーメント F_Y , F_Z , M_X , M_Y , M_Z 、ピッチ角 θ 或いはロール角 ϕ 及び加振周波数 ω である。これら各々のパラメータの誤差は、動座標系におけるベクトルの大きさとピッチ角或いはロール角を基準にした位相角を求める際の推定誤差より求める。さらに、動安定微係数の誤差は、これらの推定誤差を、動安定微係数に誤差伝播させて求める。

[ベクトルの推定及び誤差]

計測時系列データ正弦波関数 $a_0 \sin(\omega t + \varphi) + d_0$ を回帰曲線として、最小2乗法により求めたパラメータ、力及びモーメントベクトルの大きさ及び位相角、加振周波数及びピッチ角（あるいはロール角）の推定誤差を求める。

時系列データから100点（5周期分）のデータ区間の切り出しを行い、

$$\delta = \sum_{i=1}^{100} [y_i - \{a_0 \sin(\omega \Delta t \cdot i + \varphi) + d_0\}]^2$$

を最小にするベクトルのパラメータセット $(a_0, \omega, \varphi, d_0)$ を求める。

ここでは、加振装置の回転ムラがあることを考慮に入れて ω を推定パラメータに加えてある。このパラメータセットの値は、最小2乗誤差 δ を最小にする意味でこの区間の不偏推定量である。しかし、計測データの非定常性により、ただ1回の推定では、求める母集団のパラメータを推定値とすることは出来ない。この推定回数を約100回行いこれらのデータ集団を母集団サンプルパラメータセットとしてその平均値を求め母集団の推定値とする。多数回の測定値の平均値を求めることで、中心極限定理により推定パラメータは、母集団の不偏推定量として保証される。

したがって、求める推定量は、 i 回目に求めた最小2乗パラメータセットを $(a_{0i}, \omega_i, \varphi_i, d_{0i})$ として

$$\hat{a}_0 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N a_{0i}, \hat{\omega} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \omega_i, \hat{\varphi} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \varphi_i, \hat{d}_0 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N d_{0i} \quad (A-1)$$

より、推定パラメータセット $(\hat{a}_0, \hat{\omega}, \hat{\varphi}, \hat{d}_0)$ を計算する。

また、このパラメータセットの誤差の分散は、次の式から求めることが出来る。

すなわち

$$\sigma_{a_0} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (a_{0i} - \hat{a}_0)^2} \quad (A-2)$$

$$\sigma_{\omega} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (\omega_i - \hat{\omega})^2} \quad (A-3)$$

$$\sigma_{\varphi} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (\varphi_i - \hat{\varphi})^2} \quad (A-4)$$

$$\sigma_{d_0} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (d_{0i} - \hat{d}_0)^2} \quad (A-5)$$

ただし、パラメータセットの平均個数については、加振装置のガタによる高調波成分、回転ムラ、非定常空力、測定系に入る電氣的ノイズ等の大小の影響によりパラメータ推定回数の過不足が考えられるが、例として図23(a)～図23(d)のグラフの中で示すように順次推定回数が増えて行くにしたがってその平均値は収束して行く。図から100回以内でパラメータの平均値は順次最終値に収束していることが分かる。

A.1.4 誤差伝播

動安定微係数は、5頁に表わす数式(1)～(6)式において示すように、無次元化項 Z_1 とダンピング空力係数 Z_2 の積で表わすことが出来る。 Z_1 は、(4)式を例としてあげると

$$Z_1 = \frac{2V_{\infty}}{q_{\infty} S c^2}$$

で表わされる。ここで、 V_{∞}, q_{∞} は、一様流の速度及び動圧を表わし、風洞気流の総圧、総温度及び測定部気流の静圧から求める。これらの測定は、風洞試験において基準量となるマッハ数や動圧を求めるために高い精度で測定している。また、模型の基準面積及び長さは模型製作精度を0.2mm以内で製作しているので、これらの誤差から求める Z_1 の誤差は十分に小さい。ここでは Z_1 の誤差は省略できる。

Z_2 の誤差は、測定した力、モーメント F_Y, F_Z, M_X, M_Y, M_Z のベクトルの大きさ及び位相角、及びピッチ角或いはロール角の誤差を動安定微係数への伝播させて求める。5頁の数式(1)、(3)及び(5)式を参照のこと。

動安定微係数の値は、最小2乗法にて推定した各々のベクトルの大きさ、位相角及び加振周波数 a_0, φ, ω と、レーザ変位計で測定したピッチ角 θ 或いはロール角 ϕ より求める。

Z_2 は a_0, φ, ω の関数として表わすことが出来るので、これを $Z_2 = f(a_0, \varphi, \omega, \theta \text{ または } \phi)$ で表わすと感度係数は、それぞれ

$$\frac{\partial f}{\partial a_0}, \frac{\partial f}{\partial \varphi}, \frac{\partial f}{\partial \omega}, \frac{\partial f}{\partial \theta} \left(\text{又は} \frac{\partial f}{\partial \phi} \right)$$

で表すことが出来、パラメータ推定誤差による動安定微係数の誤差の分散は

$$\sigma_{Z_2}^2 = \left(\frac{\partial f}{\partial a_0} \right)^2 \sigma_{a_0}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial \varphi} \right)^2 \sigma_{\varphi}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial \omega} \right)^2 \sigma_{\omega}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial \theta} \right)^2 \sigma_{\theta}^2$$

又は

$$\sigma_{Z_2}^2 = \left(\frac{\partial f}{\partial a_0} \right)^2 \sigma_{a_0}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial \phi} \right)^2 \sigma_{\phi}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial \omega} \right)^2 \sigma_{\omega}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial \phi} \right)^2 \sigma_{\phi}^2$$

より求めることが出来る。
ピッチ、ロール、ヨーそれぞれの動安定微係数を求めるための感度係数を表A－1に表す。
ここで、パラメータ推定における不確かさは、データ処理過程で定誤差を含まないので
$$U_3 = t_{95} \sigma_{Z_2}$$

である。

表A－1 動安定微係数を求めるための感度係数

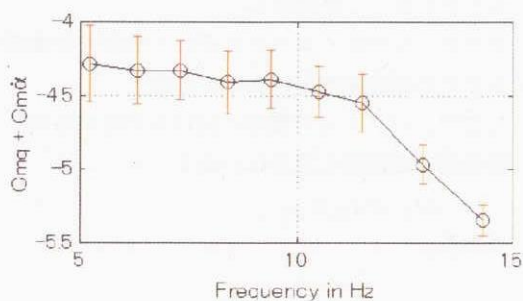
感度係数 (その2、測定微係数)										
測定微係数 (Z_2)	$\frac{\partial Z_2}{\partial F_y}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial F_z}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial M_x}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial M_y}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial M_z}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \sigma}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \eta_{Fz}}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \eta_{My}}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \lambda_{Fy}}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \lambda_{Mz}}$
$Z_2 = \frac{M_x \sin \sigma}{\omega \phi}$			$\frac{\sin \sigma}{\omega \phi}$			$\frac{M_x \cos \sigma}{\omega \phi}$				
$Z_2 = \frac{M_y \sin \eta_{My} - IF_z \sin \eta_{Fz}}{\omega \theta}$		$\frac{I \sin \eta_{Fz}}{\omega \theta}$		$\frac{\sin \eta_{My}}{\omega \theta}$			$\frac{IF_z \cos \eta_{Fz}}{\omega \theta}$	$\frac{M_y \cos \eta_{My}}{\omega \theta}$		
$Z_2 = \frac{M_z \sin \lambda_{Mz} - IF_y \sin \lambda_{Fy}}{\omega \varphi}$	$\frac{I \sin \lambda_{Fy}}{\omega \varphi}$			$\frac{\sin \lambda_{Mz}}{\omega \varphi}$					$\frac{IF_y \cos \lambda_{Fy}}{\omega \varphi}$	$\frac{M_z \cos \lambda_{Mz}}{\omega \varphi}$

$\frac{\partial Z_2}{\partial \phi}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \theta}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \varphi}$	$\frac{\partial Z_2}{\partial \omega}$
$\frac{M_x \sin \sigma}{\omega \phi^2}$			$\frac{M_x \sin \sigma}{\omega^2 \phi}$
	$\frac{M_y \sin \eta_{My} - IF_z \sin \eta_{Fz}}{\omega \theta^2}$		$\frac{M_y \sin \eta_{My} - IF_z \sin \eta_{Fz}}{\omega^2 \theta}$
		$\frac{M_z \sin \lambda_{Mz} - IF_y \sin \lambda_{Fy}}{\omega \varphi^2}$	$\frac{M_z \sin \lambda_{Mz} - IF_y \sin \lambda_{Fy}}{\omega^2 \varphi}$

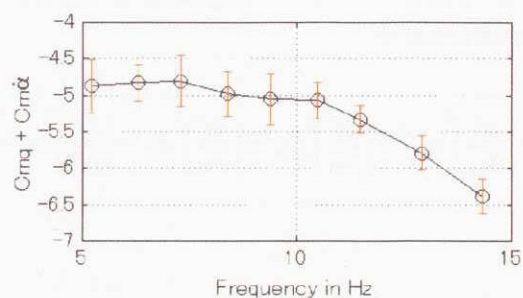
A. 1. 5 動安定微係数の95%信頼区間

動安定微係数の不確かさとして、天秤較正誤差とデータ処理におけるパラメータ推定誤差から求めた動安定微係数の誤差の95%信頼区間を図A－3(a)～図A－3(f) (Pitch)および図A－4(a)～図A－4(c) (Roll)にそれぞれ示す。不確かさの大きさの中には風袋試験データの誤差も含んでいる。これらの図に示すように、求

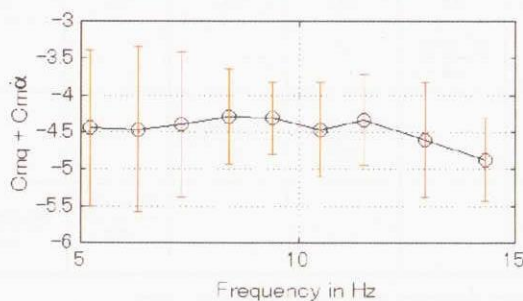
めた動安定微係数の不確かさは大きな値となった。特にモーメント測定値が小さくなるRoll試験においてその値は大きくなる。これは、図A－2(b)に示すように動的天秤の較正誤差が大きく、この誤差が動安定微係数の不確かさに伝播しているためである。微小なダンピング空気を測定する動的天秤の較正方法については別途考慮する必要がある。



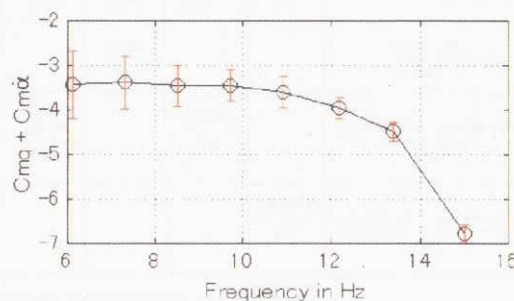
A-3(a) 動安定微係数の不確かさ
 $M=0.88$, $\alpha=0\text{deg}$, OSC: Pitch 1deg



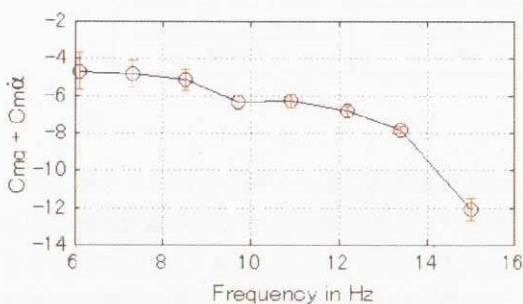
A-3(b) 動安定微係数の不確かさ
 $M=0.88$, $\alpha=5\text{deg}$, OSC: Pitch 1deg



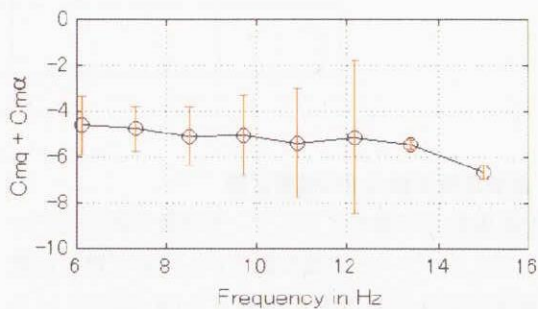
A-3(c) 動安定微係数の不確かさ
 $M=0.88$, $\alpha=10\text{deg}$, OSC: Pitch 1deg



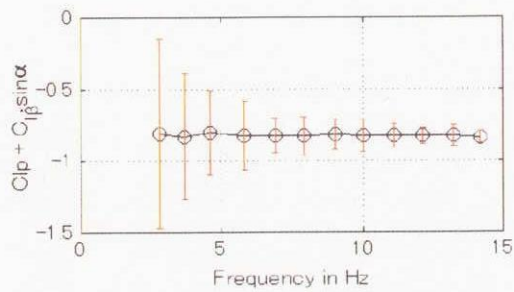
A-3(d) 動安定微係数の不確かさ
 $M=1.05$, $\alpha=0\text{deg}$, OSC: Pitch 1deg



A-3(e) 動安定微係数の不確かさ
 $M=1.05$, $\alpha=2.5\text{deg}$, OSC: Pitch 1deg

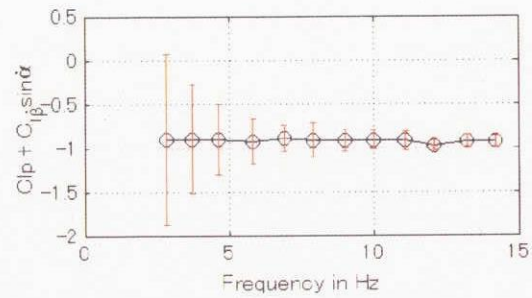


A-3(f) 動安定微係数の不確かさ
 $M=1.05$, $\alpha=5\text{deg}$, OSC: Pitch 1deg



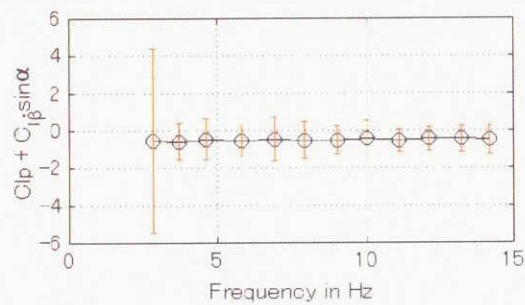
A-4(a) 動安定微係数の不確かさ

$M = 0.88$, $\alpha = 0\text{deg}$, OSC.: Roll 1deg



A-4(b) 動安定微係数の不確かさ

$M = 0.88$, $\alpha = 5\text{deg}$, OSC.: Roll 1deg



A-4(c) 動安定微係数の不確かさ

$M = 0.88$, $\alpha = 10\text{deg}$, OSC.: Roll 1deg

正 誤 表 (JAXA-RR-03-021)

44ページ	本文中の数式	
	誤	正
1 段 19 行目	$U_1 = B_1^2 + t_{95}\sigma_1^2$	$U_1 = \sqrt{B_1^2 + (t_{95}\sigma_1)^2}$
1 段 21 行目	$U_2 = B_2^2 + t_{95}\sigma_2^2$	$U_2 = \sqrt{B_2^2 + (t_{95}\sigma_2)^2}$
2 段 2 行目	$U_3 = B_3^2 + t_{95}\sigma_3^2$	$U_3 = \sqrt{B_3^2 + (t_{95}\sigma_3)^2}$
2 段 10 行目	$U_{Total} = \sqrt{U_1 + U_2 + U_3}$	$U_{Total} = \sqrt{U_1^2 + U_2^2 + U_3^2}$
2 段 12 行目	$U_{Total} \approx \sqrt{U_1 + U_3}$	$U_{Total} \approx \sqrt{U_1^2 + U_3^2}$

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-021

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

